

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

JAXA2m×2m遷音速風洞壁境界修正用境界条件の設定

日高 亜希子, 口石 茂, 小池 陽, 香西 政孝, 森田 義郎

2008年2月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

JAXA2m×2m 遷音速風洞壁境界修正用境界条件の設定*

日高 亜希子^{*1}、口石 茂^{*2}、小池 陽^{*1}、香西 政孝^{*1}、森田 義郎^{*1}

Determination of the Wall Boundary Condition of the JAXA 2m×2m Transonic Wind Tunnel*

Akiko HIDAKA^{*1}, Shigeru KUCHI-ISHI^{*2}, Akira KOIKE^{*1}, Masataka KOHZAI^{*1} and Yoshio MORITA^{*1}

Abstract

We develop the new wall interference correction method for the 2m×2m transonic speed wind tunnel in the JAXA Wind Tunnel Technology Center. In this method we describe a wind tunnel, model and support system and lift effect by the sink and source panels and the doublets. And the restriction parameter R is introduced as the perforated wall boundary condition. We can get the wall interference from the strength of sinks and sources on the wind tunnel panels, which satisfy the boundary conditions. In this report we show how to get the R and the R value of the perforated cart of the JAXA transonic speed wind tunnel.

Keyword : *Transonic speed wind tunnel , Wall interference correction , Panel method , Restriction parameter*

概 要

JAXA 風洞技術開発センターでは、2m×2m 遷音速風洞に適用する風洞壁境界修正法を開発中である。この方法は、風洞壁面をシンク・ソースパネルで、また模型や後流などをダブレットでモデル化し、レストリクションパラメータと呼ばれる壁面の開口比に依存するパラメータを用いて多孔壁面の境界条件を設定し、これより境界修正量を求める手法である。本報告では、この境界修正法に必要なレストリクションパラメータ (R) の求め方と、JAXA 遷音速風洞多孔壁カート of R 推算値を示す。

1. はじめに

JAXA 風洞技術開発センターでは、2m×2m 遷音速風洞試験に適用可能な「パネル法による遷音速風洞壁境界修正法の開発」を行っている。この修正法では風洞壁面の境界条件として、ポアラス壁を通るプレナム室との流れの出入りを規定するレストリクションパラメータ R (又は開口比ファクター) を使用している。このパラメータは、ポアラス壁の開口率や孔の形状等に依存する対象風洞固有の値であり、境界修正法の適用にあたりあらかじめ求めておくことが必要である。

このパラメータの求め方は過去いくつかの方法が提案されているが、ここでは参考文献 1 の方法に基づき風洞壁面の静圧分布計測値から推算する。

本報告では、最初にパネル法による遷音速風洞壁境界修正法の概要を説明し、その中でレストリクションパラメータを用いた風洞壁面の境界条件とレストリクションパラメータの物理的意味を示す。次に、レストリクションパラメータの求め方、その推算に必要な風洞壁静圧分布計測試験の概要及びその結果を示す。最後に、この静圧分布を用いて求めた 2m×2m 遷音速風洞多孔壁カートのレストリクションパラメータ値と、その誤差が境界修正量に及ぼす影響について述べる。

* 平成 19 年 12 月 28 日受付 (Received 28 December, 2007)

*1 総合技術研究本部 風洞技術開発センター (Wind Tunnel Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

*2 総合技術研究本部 事業推進部 (Program Management and Integration Department, Institute of Aerospace Technology)

2. 記号の説明

b	: 模型主翼翼幅長
S_W	: 主翼基準面積
C_L	: 揚力係数
C_P	: 静圧係数
M_∞	: 風洞一様流マッハ数
U_∞	: 風洞一様流速度
ρ_∞	: 一様流密度
q_∞	: 風洞一様流動圧
P_∞	: 風洞一様流静圧又はプレナム圧
P_w	: 風洞壁面静圧
(x,y,z)	: 風洞中心を原点とし、 x 方向は下流側、 y 方向は下流からみて右側及び z 方向は上側が正の直角座標系
α	: 迎角
β	: 圧縮性パラメータ
R	: レストリクションパラメータ
S	: 静圧分布誤差の標準偏差
ϕ	: 擾乱ポテンシャル
γ	: 比熱比

3. パネル法による遷音速風洞壁境界修正法概要

3.1 境界修正法の概要

風洞内の流れを渦なし完全流体と仮定すると、任意の点における擾乱速度ポテンシャル ϕ は下式 (1) を満たす。

$$\beta^2 \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0 \quad (1)$$

$$\text{但し、} \quad \beta^2 = 1 - M_\infty^2$$

ここで、

$$(X, Y, Z) = (x, \beta y, \beta z)$$

の Prandtl-Glauert 変換を適用すると、式 (1) は、

$$\frac{\partial^2 \phi}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial Z^2} = 0 \quad (2)$$

となり、ラプラス方程式に変換される。

また、擾乱ポテンシャル ϕ は、模型に起因する擾乱成分 ϕ_m と風洞壁面に起因する擾乱成分 ϕ_w とに分割でき、 ϕ_m を求めることが出来れば、風洞壁面上の境界条件より ϕ_w を求めることが出来る。

上式 (2) の特解としては、ソース (湧き出し) やダブレット (2 重湧き出し) が知られている。本修正法では、模型のソリッドブロックage、揚力及び後流をダブレットを配置することにより模擬し、風洞壁面については有限個のパネルに分割したそれぞれにソースを分布することで模擬する。模型のソリッドブロックage、揚力及び後流を表

すダブレットの強さは、試験時に計測した揚力係数と抵抗係数、及び模型形状より計算することができ、さらに風洞壁面上の境界条件より、風洞壁面上のソースの強さを求めることができる。任意の点における風洞壁干渉効果は、求められた各風洞壁面パネルのソースにより誘起される擾乱ポテンシャルの和として求められる。

風洞壁境界修正法の計算フローの概要を図 1 に示す。なお、詳細については別文献（6）にて報告する。

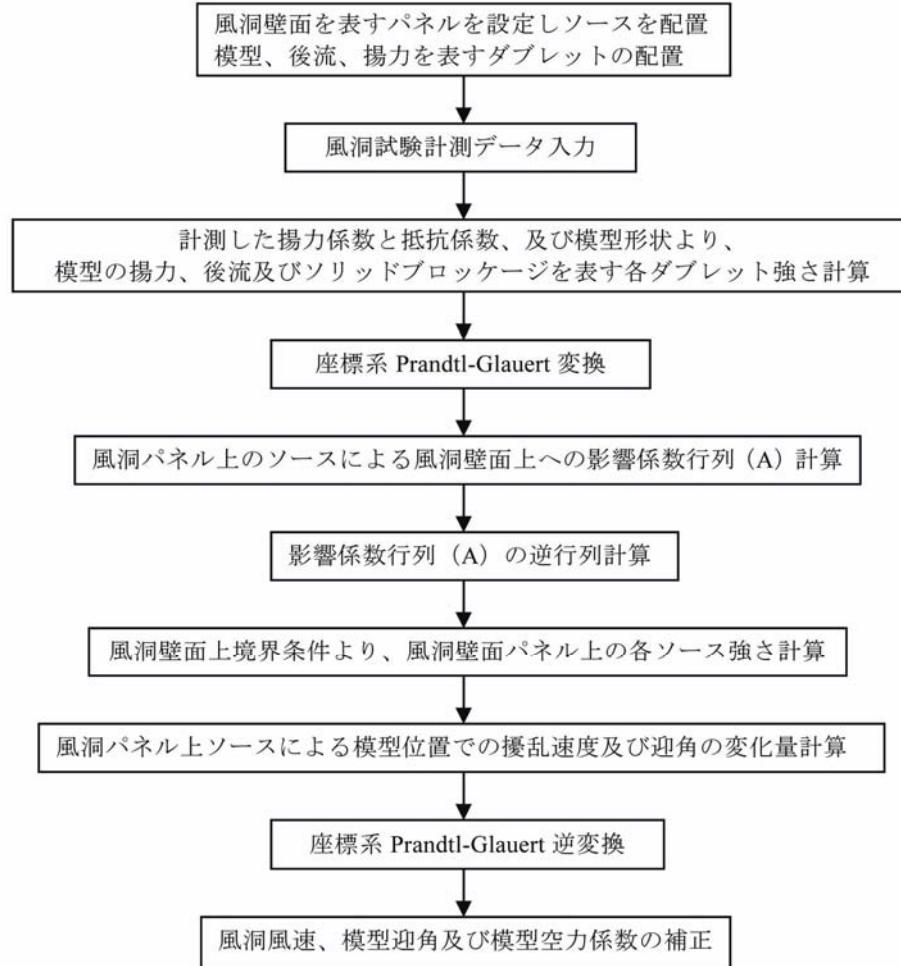


図 1 遷音速風洞壁境界修正法の計算フロー

3.2 風洞壁面境界条件及びレストリクションパラメータ

参考文献 2 より、多孔壁面の境界条件は下式（3）で表される。

$$\frac{\partial \phi}{\partial x} + \frac{1}{R} \cdot \frac{\partial \phi}{\partial n} = 0 \quad (3)$$

ここで、R は restriction parameter 又は porosity factor と呼ばれ、風洞壁の開口率や孔の形状に依存する値であり、各風洞に固有の値である。

式（3）は、多孔壁面における垂直方向の速度成分と一様流方向の速度成分との関係を示している。参考文献 2 によれば、左辺第 2 項は多孔壁面に垂直な平均速度が壁を通過する時の圧力低下に比例し、壁外側の圧力は一様流に等しいという仮定に基づき、R は下式（4）により定義されている。

$$\Delta p = \frac{\rho_{\infty} U_{\infty}}{R} \cdot \frac{\partial \phi}{\partial n} \quad (4)$$

但し、 Δp : 多孔壁面を通過する時の圧力低下

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} : \text{壁面垂直方向擾乱速度}$$

ここで、 $\Delta p = P_w - P_{\infty}$ 、 $\partial \phi / \partial n = w_e$ と置くと、

$$P_w - P_{\infty} = \frac{\rho_{\infty} U_{\infty}}{R} \cdot w_e \quad (5)$$

となり、さらに風洞壁面での静圧係数を用いれば下式（6）が得られ、 R は風洞壁静圧とポーラスを流れる速度から求められる。

$$C_p = \frac{2}{R} \cdot \frac{w_e}{U_{\infty}} \quad (6)$$

しかし実際にポーラスを流れる速度（流量）を計測することは装置も含め規模が大きくなることから、ここでは参考文献 1 に示される壁静圧の計測のみで R を設定する方法を採用し、次節に述べる手順で R を設定している。

4. レストリクションパラメータの求め方

4.1 レストリクションパラメータ算出手順

レストリクションパラメータの算出手順は、参考文献 1 を参考に以下に示す方法を採用する。

まず最初に、各マッハ数及び迎角に対して一連のレストリクションパラメータ値を仮定し、対象風洞の風洞壁静圧孔位置での擾乱速度の近似値を計算する。この近似値の計算に当たっては、計測された擾乱速度分布との誤差が最小になるように、風洞や模型等を表すソース分布及びダブレット強さを最小二乗法により設定する。次に、擾乱速度近似値と計測された擾乱速度分布との標準偏差をそれぞれの仮定したレストリクションパラメータ毎に算出する。これらの標準偏差をレストリクションパラメータの関数として、最小二乗法を用いた放物線近似で表現し、標準偏差が最小となるレストリクションパラメータ値を求める。これを他の迎角及びマッハ数についても繰り返し、求められた多数のレストリクションパラメータの単純平均値を求め、これを対象風洞固有のレストリクションパラメータとする。

レストリクションパラメータを算出する手順をフローチャートの形で図 2 に示す。なお、計算の具体的手法については 4. 3 項の計算式に示す。

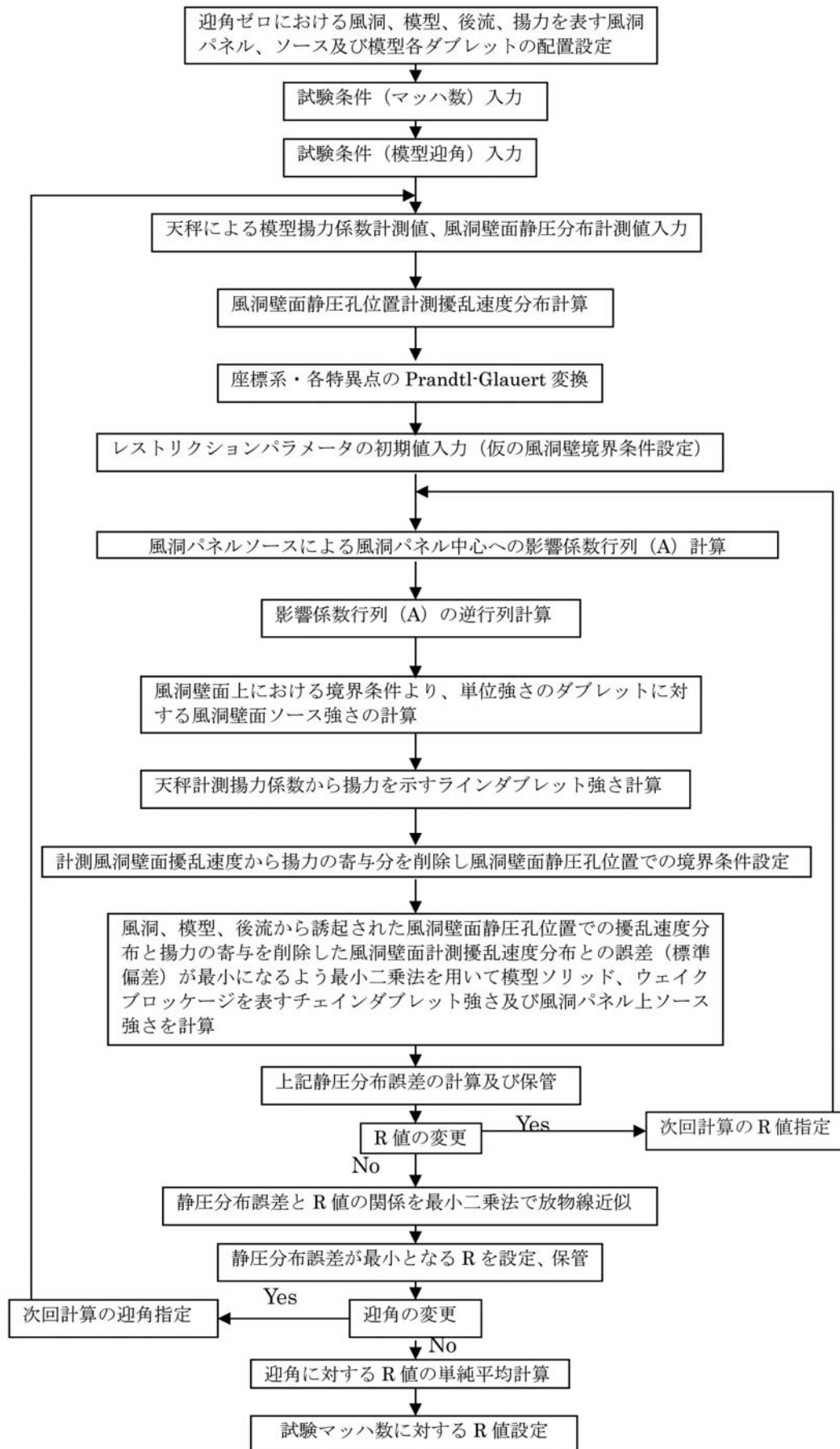


図2 レストリクションパラメータ R の算出手順

4.2 計算モデル

(1) 風洞

風洞壁は有限個のパネルに分割しパネル中央にシンク・ソースを分布させる。パネルの流れ方向密度は模型がセットされる中央部が密に、上流、下流に進むほど粗くしてあるが周方向は等分割である。今回計算に用いた風洞モデルは、風洞長は風洞幅の 6 倍としてあり、分割数は流れ方向 40 個、周方向 80 個である。図 3 にその概要図を示す。

(2) 模型及びスティング模型支持装置のソリッドブロッケージ

模型及び模型支持装置のソリッドブロッケージはチェインダブレットで表現し、チェインダブレットは胴体及び模型支持装置の中心線上に配置する。

ダブレットの強さは参考文献 3 により、ダブレット間の距離と模型又は模型支持装置の断面積の積として定義されるが本計算では未知数となるので、未知数の数を減少する為相対的な強さのみ幾何学形状から求める。

i 番目と i+1 番目の相対的なダブレットの強さは下式により求める。

流れ方向 i 番目の断面積及び分割間隔をそれぞれ $S(i), \Delta L(i)$ とすれば、

i 番目のダブレット強さは

$$\sigma_M(i) = U_\infty \cdot S(i) \cdot \Delta L(i)$$

また、i+1 番目のダブレット強さは

$$\sigma_M(i+1) = U_\infty \cdot S(i+1) \cdot \Delta L(i+1)$$

となり、ダブレット間隔が同じであれば i+1 番目のダブレットの相対的な強さは、

$$\sigma_M(i+1) / \sigma_M(i) = S(i+1) / S(i) \quad (7)$$

と表される。

なお、今回の計算に用いたダブレット数は模型が 13 点、模型支持装置が 20 点である。ダブレット配置の概要を図 4 に示す。

(3) 模型のウェイクブロッケージ

模型のウェイクブロッケージはチェインダブレットで表し、主翼後方の翼幅方向、流れ方向に分布させて配置する。チェインダブレットの強さも本計算では未知数となるので未知数の数を減少するため相対的な強さのみ指定するが、ここでは同一な強さのダブレットとして処理している。

なお、今回の計算に用いた翼幅方向の個数は 16 個、流れ方向は 40 個としている。

(4) 模型の揚力

模型の揚力はラインダブレットで表現し、翼の 25% 翼弦長位置で翼幅方向に等距離で分布させる。翼幅方向荷重分布は楕円分布を仮定し天秤で計測された揚力係数からラインダブレットの強さを求める。

主翼面上の揚力分布を楕円分布と仮定して、揚力係数 C_L と主翼面積 S_w を用いると、中央から翼幅方向の分割数を n 個とし、中央から i 番目のラインダブレットの強さは式 (8) で求められる。

$$\sigma_L = \left(\frac{\Delta L}{\rho_\infty U_\infty} \right) \quad \Delta L : \text{分割された翼幅当たりの揚力}$$

より

$$\sigma_L(i) = -\frac{1}{4\pi} U_\infty S_w C_L \{2[\theta(i+1) - \theta(i)] - \sin 2\theta(i+1) + \sin 2\theta(i)\} \quad (8)$$

$$\text{ここで} \quad \theta_i = \cos^{-1} \left(\frac{y_i}{b/2} \right)$$

y_i : i 番目の分割点 $i = 1, n$

ラインダブレットの配置は、前述したように翼幅方向は分割点の中央、翼弦方向は 25%空力平均翼弦長である。

なお、今回の計算に用いた翼幅方向のラインダブレットの個数は 16 点である。

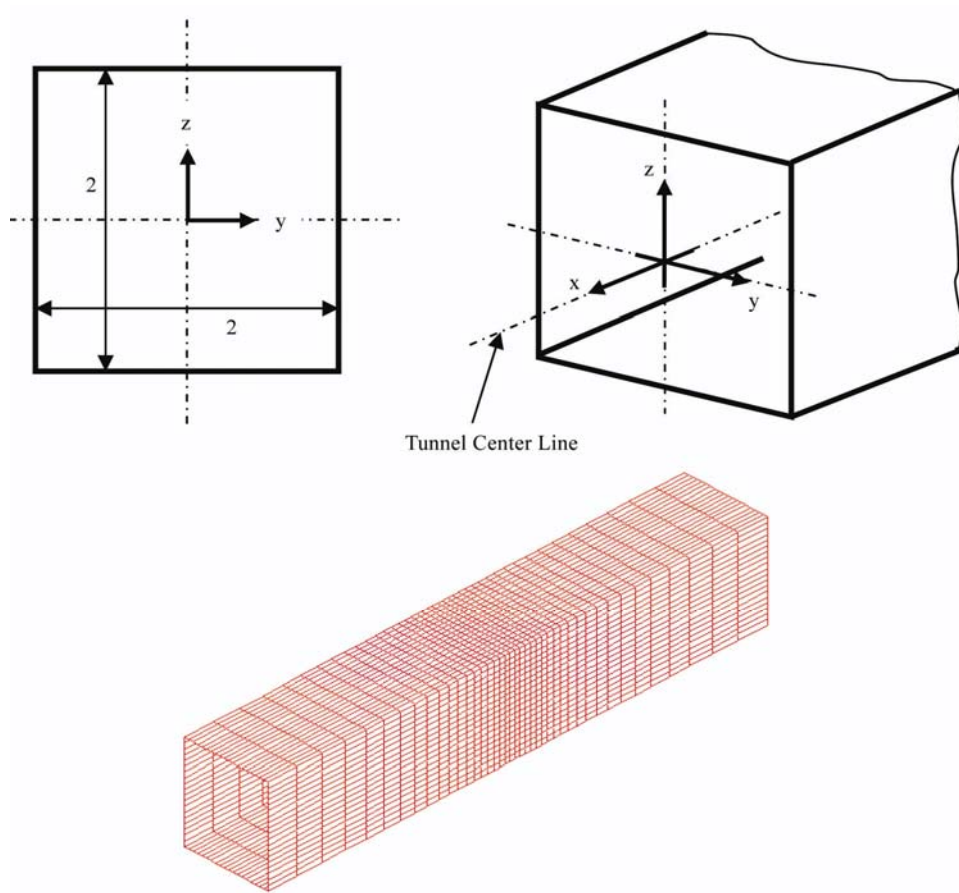


図3 風洞モデル及び座標系

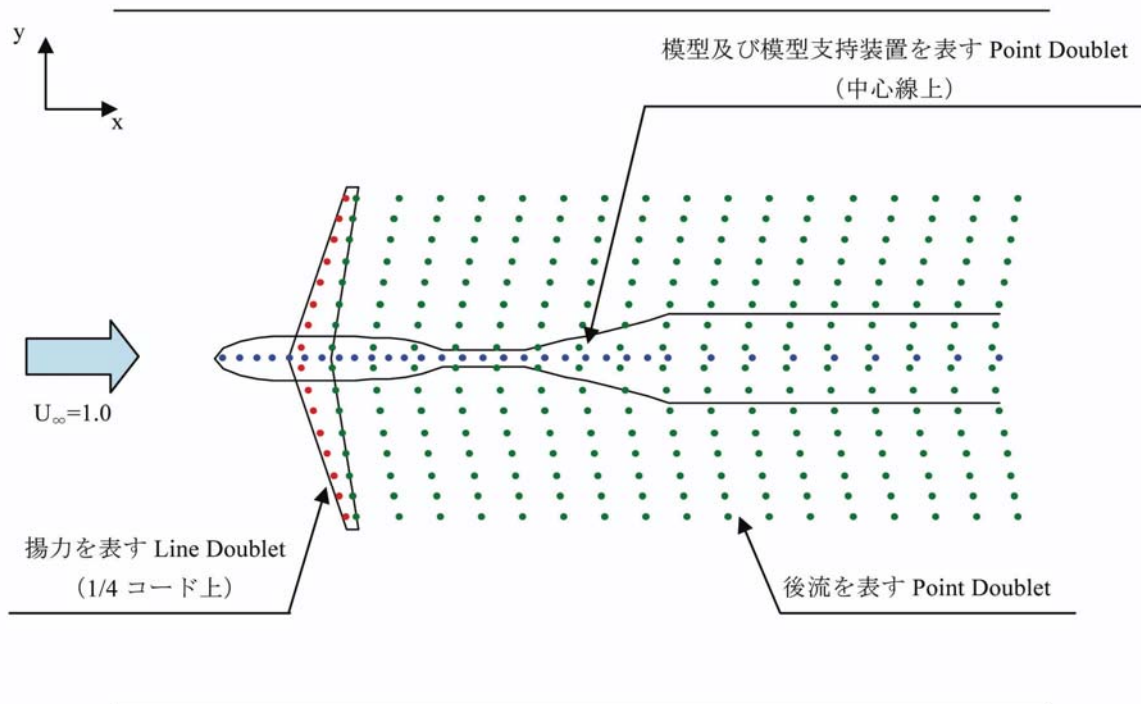


図4 模型特異点を模擬するダブレット配置概略図

4.3 計算式

図2に示すフローチャートの計算に沿って、具体的な計算式を以下に示す。但し、各特異点から任意の点への擾乱速度の計算法は後述の APPENDIX に示す。

(1) 座標系・特異点の Prandtl-Glauert 変換

座標系及び各特異点の Prandtl-Glauert 変換は、圧縮性パラメータを用いて式(9)により変換される。

$$\begin{aligned}
 &\text{圧縮性パラメータ } \beta & \beta^2 &= 1 - M_\infty^2 \\
 &\text{座標系} & (X, Y, Z) &= (x, \beta y, \beta z) \\
 &\text{特異点の強さ} & & \\
 &\quad \text{シンク・ソース} & \sigma' &= \sigma \cdot \beta^2 \\
 &\quad \text{チェインダブレット} & \sigma' &= \sigma \cdot \beta^2 \\
 &\quad \text{ラインダブレット} & \sigma' &= \sigma \cdot \beta^3
 \end{aligned} \tag{9}$$

(2) 揚力を表すラインダブレットによる誘導速度

揚力を表すラインダブレットによる風洞側壁静圧孔位置での、風洞一様流速度で無次元化された誘導速度の計算は式(10)式による。

$$u_{\sigma L}(\delta) = \sum_{\kappa=1}^l \sigma_L(\kappa) \cdot u(\delta, \kappa) \quad (10)$$

$u(\delta, k)$: κ の位置の単位ラインダブレットによる風洞側壁静圧孔 δ 位置での流れ方向
(X 方向) 擾乱速度

(3) 風洞側壁計測静圧分布から擾乱速度分布への変換

計測された風洞側壁静圧分布から、風洞一様流速度で無次元化された擾乱速度分布への変換は、式 (11) による。

$$u_t(\delta) = \sqrt{\frac{2 \left\{ 1 + (\gamma - 1) \cdot \frac{M_\infty^2}{2} - \left(1 + \gamma \cdot \frac{M_\infty^2}{2} \cdot C_p \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}}{(\gamma - 1) \cdot M_\infty^2}} - 1 \quad (11)$$

但し $C_p(\delta)$: 風洞壁面上 δ 位置における修正静圧係数 (5.4 項参照)

(4) 揚力による擾乱速度を除いた風洞側壁静圧孔位置での擾乱速度

揚力による擾乱速度を除いた風洞側壁静圧孔位置での擾乱速度は式 (12) による。

$$b_\delta = u_t(\delta) - u_{\sigma L}(\delta) \quad (12)$$

(5) 模型及び支持装置のチェインダブレットによる風洞側壁静圧孔位置での擾乱速度

模型及び支持装置のソリッドブロッケージを表すチェインダブレットによる風洞側壁静圧孔位置での、一様流速度で無次元化された擾乱速度の計算は式 (13) による。

$$u_{\sigma M} = \sum_{k=1}^{\eta} \sigma_M(\kappa) \cdot u(\delta, k) = \sigma_* \cdot \sum_{k=1}^{\eta} \omega_k \cdot u(\delta, k) \quad (13)$$

$$\sigma_M(\kappa) = \sigma_* \cdot \omega_k \quad (14)$$

ω_k : 模型を表すダブレットの相対的な強さを示す重み係数で模型断面形状とダブレットの位置により設定

$u(\delta, k)$: κ の位置の単位ダブレットによる風洞側壁静圧孔 δ 位置での流れ方向擾乱速度

(6) 模型後流のチェインダブレットによる風洞側壁静圧孔位置での擾乱速度

模型ウェイクブロッケージを表すチェインダブレットによる風洞側壁静圧孔位置での、一様流速度で無次元化された擾乱速度の計算は式 (15) による。

$$u_{\sigma w} = \sum_{k=\eta+1}^{\xi} \sigma_w(\kappa) \cdot u(\delta, k) = \sigma_{**} \cdot \sum_{k=\eta+1}^{\xi} \omega_k \cdot u(\delta, k) \quad (15)$$

$$\sigma_w(\kappa) = \sigma_{**} \cdot \omega_k \quad (16)$$

ω_k : 後流を表すダブレットの相対的な強さを示す重み係数で後流形状とダブレットの位置により設定。本計算では 1.0 を使用

$u(\delta, k)$: κ の位置の単位ダブレットによる風洞側壁静圧孔 δ 位置での流れ方向擾乱速度

(7) 最小二乗法によるチェインダブレット強さの計算

風洞壁上の静圧孔の数を m 個とし、参考文献 1 に示される式 (17) により、計測した擾乱速度分布とダブレットにより誘起される擾乱速度分布の誤差が最小になるように最小二乗法を用いて模型ソリッド及びウエイクブロックのダブレット強さを求める。

$$\left[A_{2 \times m}^T \circ A_{m \times 2} \right] \circ X_{2 \times 1} = A_{2 \times m}^T \circ B_{m \times 1} \quad (17)$$

$$X_{2 \times 1} = \begin{pmatrix} \sigma_* \\ \sigma_{**} \end{pmatrix}$$

$$A_{m \times 2} = \begin{pmatrix} a_{1,1} a_{1,2} \\ \vdots \\ a_{m,1} a_{m,2} \end{pmatrix}$$

$$a_{\delta,1} = \sum_{\kappa=1}^{\eta} \omega_k \cdot u(\delta, k)$$

$$a_{\delta,2} = \sum_{\kappa=\eta+1}^{\xi} \omega_k \cdot u(\delta, k)$$

$$B_{m \times 1} = \begin{pmatrix} b_1 \\ \vdots \\ b_m \end{pmatrix}$$

$$X_{2 \times 1} = \left[A^T \circ A \right]_{2 \times 2}^{-1} \circ \left[A^T \circ B \right]_{2 \times 1} \quad (18)$$

(8) 総計 n 個のチェインダブレット強さ及び揚力を現すラインダブレット強さによる風洞側壁静圧孔位置での

擾乱速度

求められた総計 n 個のチェインダブレット強さ及び揚力を現すラインダブレット強さから誘起される風洞側壁静圧孔位置での、一様流速度で無次元化された擾乱速度の計算は式 (19) による。

$$u_{\delta} = \sum_{k=1}^n \sigma_k \cdot u(\delta, k) \quad (19)$$

$u(\delta, k)$: κ の位置の単位ダブレットによる風洞側壁静圧孔 δ 位置での x (流れ方向) 擾乱速度

σ_{κ} : $\sigma_L, \sigma_M, \sigma_W$ を示すダブレット強さ

(9) 静圧孔位置での標準偏差の計算

仮定したレストリクションパラメータ R に対する計測及び解析擾乱速度分布の誤差 (標準偏差) は式 (20) により求める。

$$S(R) = \sqrt{\frac{1}{m-1} \cdot \sum_{\delta=1}^m [\Delta U(\delta, R)]^2} \quad (20)$$

$$\text{但し } \Delta U(\delta, R) = u_t(\delta) - u_{\delta}(\delta, R)$$

(10) レストリクションパラメータ R の設定

複数個の仮定されたレストリクションパラメータに対する誤差を求め、最小二乗法により誤差を R の放物線で近似する。

$$S = c_1 R^2 + c_2 R + c_3 \quad (21)$$

ここで誤差が最小となる R を求め、それをあるマッハ数及び迎角に対するレストリクションパラメータ値とする。

(11) マッハ数に対するレストリクションパラメータの設定

同一のマッハ数で複数個の迎角に対して得られたレストリクションパラメータの単純平均を求め、これをあるマッハ数に対するレストリクションパラメータ値とする。

5. 遷音速風洞多孔壁カートの風洞壁面静圧分布計測試験

5.1 静圧分布計測試験概要

2m×2m 遷音速風洞多孔壁カートのレストリクションパラメータ R を求める為に、ONERA-M5 標準模型を用いて全機 6 分力空力係数及び風洞壁面静圧分布の計測を行った。風洞試験の様子を図 5 に示す。ONERA-M5 標準模型は、翼幅 0.9819m、全長 1.0578m、空力平均翼弦長 0.1372m の全機模型であり、後方直線ステイニングにより支持されている。また、壁面静圧分布については、ポーラスを出入する流れの影響を取り除く為に、図 6 に示す静圧パイプを用いて風洞壁から 43mm 内側の静圧分布を計測した。

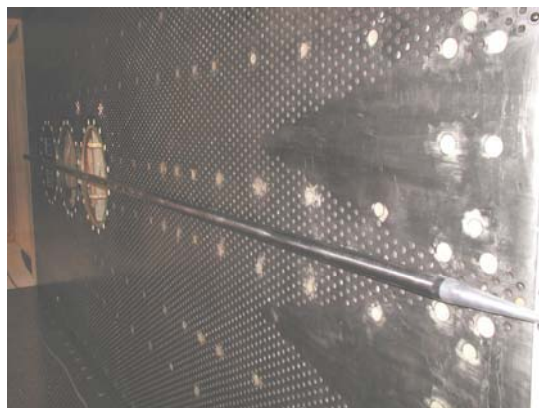
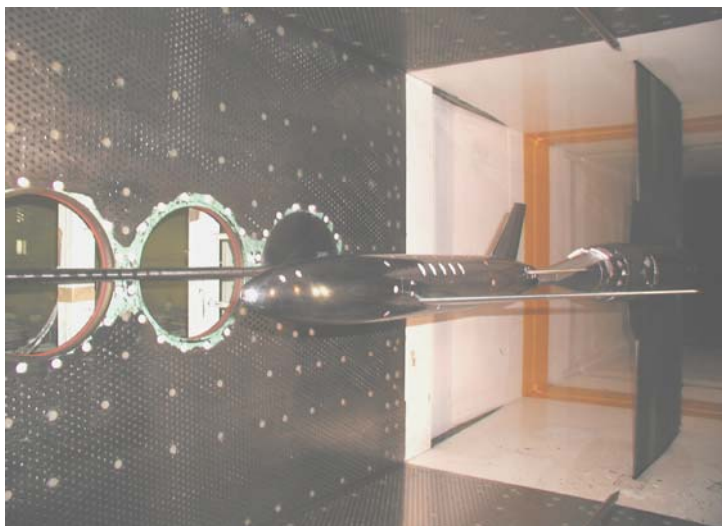


図 5 風洞試験形態写真及び静圧分布計測パイプ写真

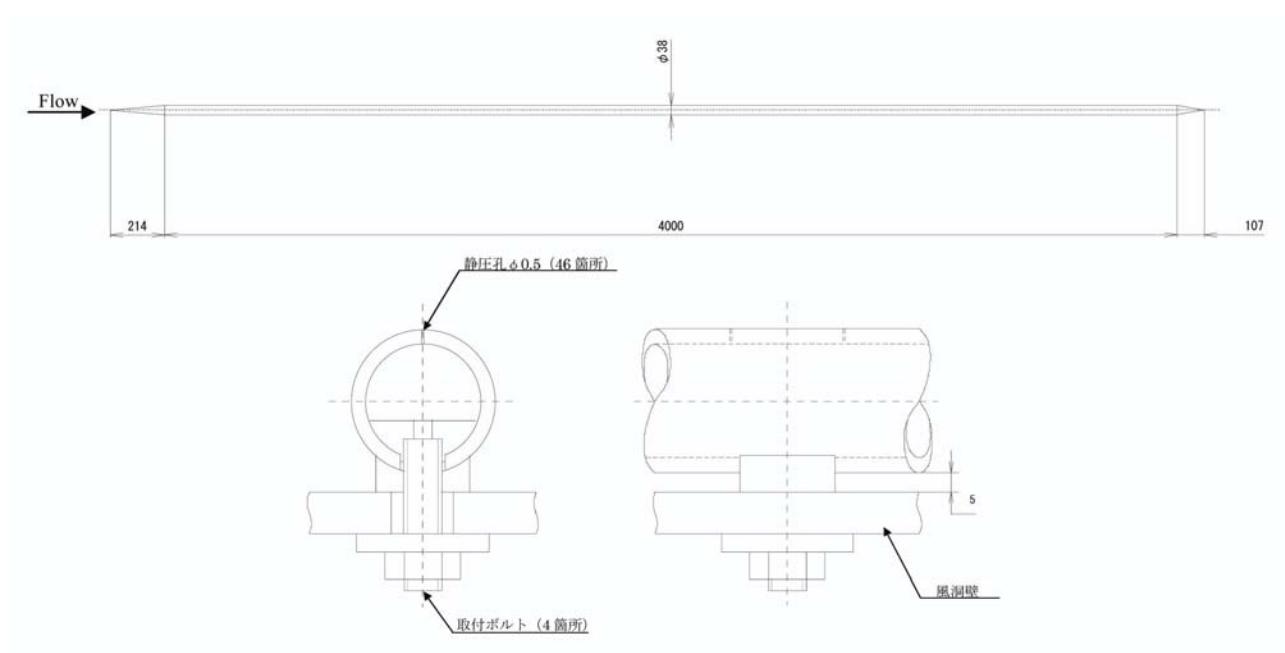


図 6 壁圧分布計測パイプ概要図

5.2 試験条件

まずマッハ数及び迎角範囲については、模型の振動等を考慮して、マッハ数 0.6 及び 0.74 では迎角範囲-5 度～5 度、マッハ数 0.9 では迎角範囲-2 度～2 度とした。また、気流総圧は 100kPa と 60kPa にてそれぞれの試験を行った。さらに、各試験条件において模型有りの形態と模型及び後方ステイング無しの形態の 2 形態で試験を実施した。なお、後方ステイング無しの場合は、ステイングポッド先端に円錐形のフェアリングを装着して計測を行った。参考までに、空力平均翼弦長基準のレイノルズ数は $0.84 \times 10^6 \sim 1.59 \times 10^6$ である。

5.3 風洞壁面静圧分布計測法

(1) 静圧パイプによる壁面静圧計測

風洞上下、左右の壁面中心線上に静圧パイプをセットし、これに穿孔した 46 個の静圧孔により計測を行った。静圧パイプの概要図を図 6 に、静圧孔位置を表 1 に示す。また、風洞、風洞模型及び支持装置との位置関係を図 7 に示す。

(2) サンプルング数

壁面静圧はスキヤニバルブを用いて計測し、圧力変換器は風洞総圧 100 kPa では 10psi、60kPa では 5psi を使用した。なお、試験前に静圧計測精度を高める為に計測サンプルング数を数種類変化し、静圧計測誤差の少ないサンプルング数を選んだ。サンプルング数によるデータの誤差を図 8 に示す。この図から、サンプルング数 200 個を採用している。

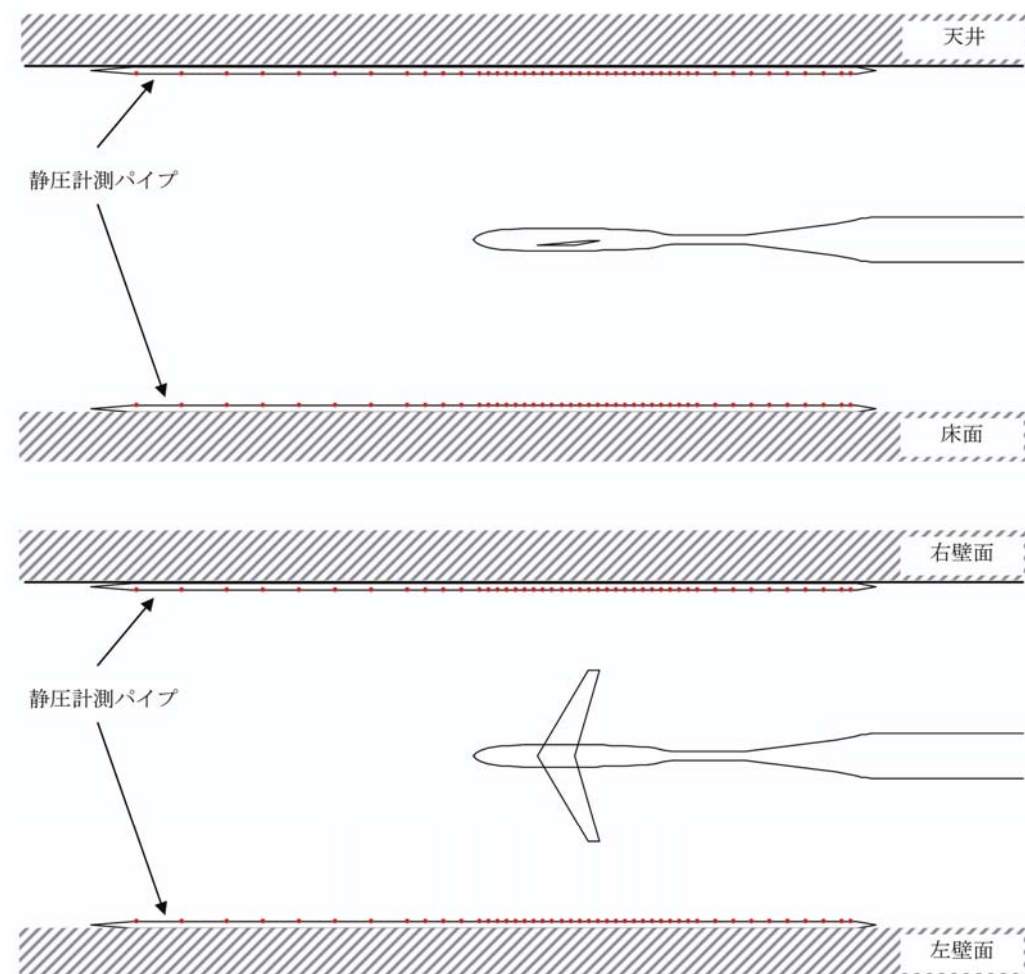


図 7 風洞、模型及び支持装置と、壁面静圧計測パイプ上静圧孔との位置関係

表 1-1 風洞上下壁面静圧孔位置

上面				下面			
静圧孔No.	x(STA.)	y	z	静圧孔No.	x(STA.)	y	z
1	5550	0	957	1	5550	0	-957
2	5800	0	957	2	5800	0	-957
3	6050	0	957	3	6050	0	-957
4	6250	0	957	4	6250	0	-957
5	6450	0	957	5	6450	0	-957
6	6650	0	957	6	6650	0	-957
7	6850	0	957	7	6850	0	-957
8	7050	0	957	8	7050	0	-957
9	7150	0	957	9	7150	0	-957
10	7250	0	957	10	7250	0	-957
11	7350	0	957	11	7350	0	-957
12	7450	0	957	12	7450	0	-957
13	7500	0	957	13	7500	0	-957
14	7550	0	957	14	7550	0	-957
15	7600	0	957	15	7600	0	-957
16	7650	0	957	16	7650	0	-957
17	7700	0	957	17	7700	0	-957
18	7750	0	957	18	7750	0	-957
19	7800	0	957	19	7800	0	-957
20	7850	0	957	20	7850	0	-957
21	7900	0	957	21	7900	0	-957
22	7950	0	957	22	7950	0	-957
23	8000	0	957	23	8000	0	-957
24	8050	0	957	24	8050	0	-957
25	8100	0	957	25	8100	0	-957
26	8150	0	957	26	8150	0	-957
27	8200	0	957	27	8200	0	-957
28	8250	0	957	28	8250	0	-957
29	8300	0	957	29	8300	0	-957
30	8350	0	957	30	8350	0	-957
31	8400	0	957	31	8400	0	-957
32	8450	0	957	32	8450	0	-957
33	8500	0	957	33	8500	0	-957
34	8550	0	957	34	8550	0	-957
35	8600	0	957	35	8600	0	-957
36	8650	0	957	36	8650	0	-957
37	8750	0	957	37	8750	0	-957
38	8850	0	957	38	8850	0	-957
39	8950	0	957	39	8950	0	-957
40	9050	0	957	40	9050	0	-957
41	9150	0	957	41	9150	0	-957
42	9250	0	957	42	9250	0	-957
43	9350	0	957	43	9350	0	-957
44	9450	0	957	44	9450	0	-957
45	9500	0	957	45	9500	0	-957

表 1-2 風洞左右壁面静圧孔位置

左面				右面			
静圧孔No.	x(STA.)	y	z	静圧孔No.	x(STA.)	y	z
1	5550	-957	0	1	5550	957	0
2	5800	-957	0	2	5800	957	0
3	6050	-957	0	3	6050	957	0
4	6250	-957	0	4	6250	957	0
5	6450	-957	0	5	6450	957	0
6	6650	-957	0	6	6650	957	0
7	6850	-957	0	7	6850	957	0
8	7050	-957	0	8	7050	957	0
9	7150	-957	0	9	7150	957	0
10	7250	-957	0	10	7250	957	0
11	7350	-957	0	11	7350	957	0
12	7450	-957	0	12	7450	957	0
13	7500	-957	0	13	7500	957	0
14	7550	-957	0	14	7550	957	0
15	7600	-957	0	15	7600	957	0
16	7650	-957	0	16	7650	957	0
17	7700	-957	0	17	7700	957	0
18	7750	-957	0	18	7750	957	0
19	7800	-957	0	19	7800	957	0
20	7850	-957	0	20	7850	957	0
21	7900	-957	0	21	7900	957	0
22	7950	-957	0	22	7950	957	0
23	8000	-957	0	23	8000	957	0
24	8050	-957	0	24	8050	957	0
25	8100	-957	0	25	8100	957	0
26	8150	-957	0	26	8150	957	0
27	8200	-957	0	27	8200	957	0
28	8250	-957	0	28	8250	957	0
29	8300	-957	0	29	8300	957	0
30	8350	-957	0	30	8350	957	0
31	8400	-957	0	31	8400	957	0
32	8450	-957	0	32	8450	957	0
33	8500	-957	0	33	8500	957	0
34	8550	-957	0	34	8550	957	0
35	8600	-957	0	35	8600	957	0
36	8650	-957	0	36	8650	957	0
37	8750	-957	0	37	8750	957	0
38	8850	-957	0	38	8850	957	0
39	8950	-957	0	39	8950	957	0
40	9050	-957	0	40	9050	957	0
41	9150	-957	0	41	9150	957	0
42	9250	-957	0	42	9250	957	0
43	9350	-957	0	43	9350	957	0
44	9450	-957	0	44	9450	957	0
45	9500	-957	0	45	9500	957	0

5.4 静圧分布計測結果

計測した静圧分布の例として、総圧 100kPa、マッハ数 0.74、迎角及び横滑り角 0 度の静圧分布を図 9 に示す。図 9-1 は模型及び後方スティング有りのデータ、図 9-2 は模型及び後方スティング無しのデータである。図より、静圧パイプで得られた風洞壁静圧は、静圧孔の製作時の形状誤差、風洞の流れ方向気流特性の変化等により流れ方向にバラツキを生じる。したがって、これらの影響を取り除き模型及び後方スティングによる影響のみを取り出す為、図 9-3 に示すように模型及び後方スティング有りのデータ（図 9-1）から模型及び後方スティング無しのデータ（図 9-2）を差し引き、そのデータを評価データとして使用した。補正した全ての静圧分布データを、図 10(総圧 100kPa)及び図 11(総圧 60kPa)に示す。

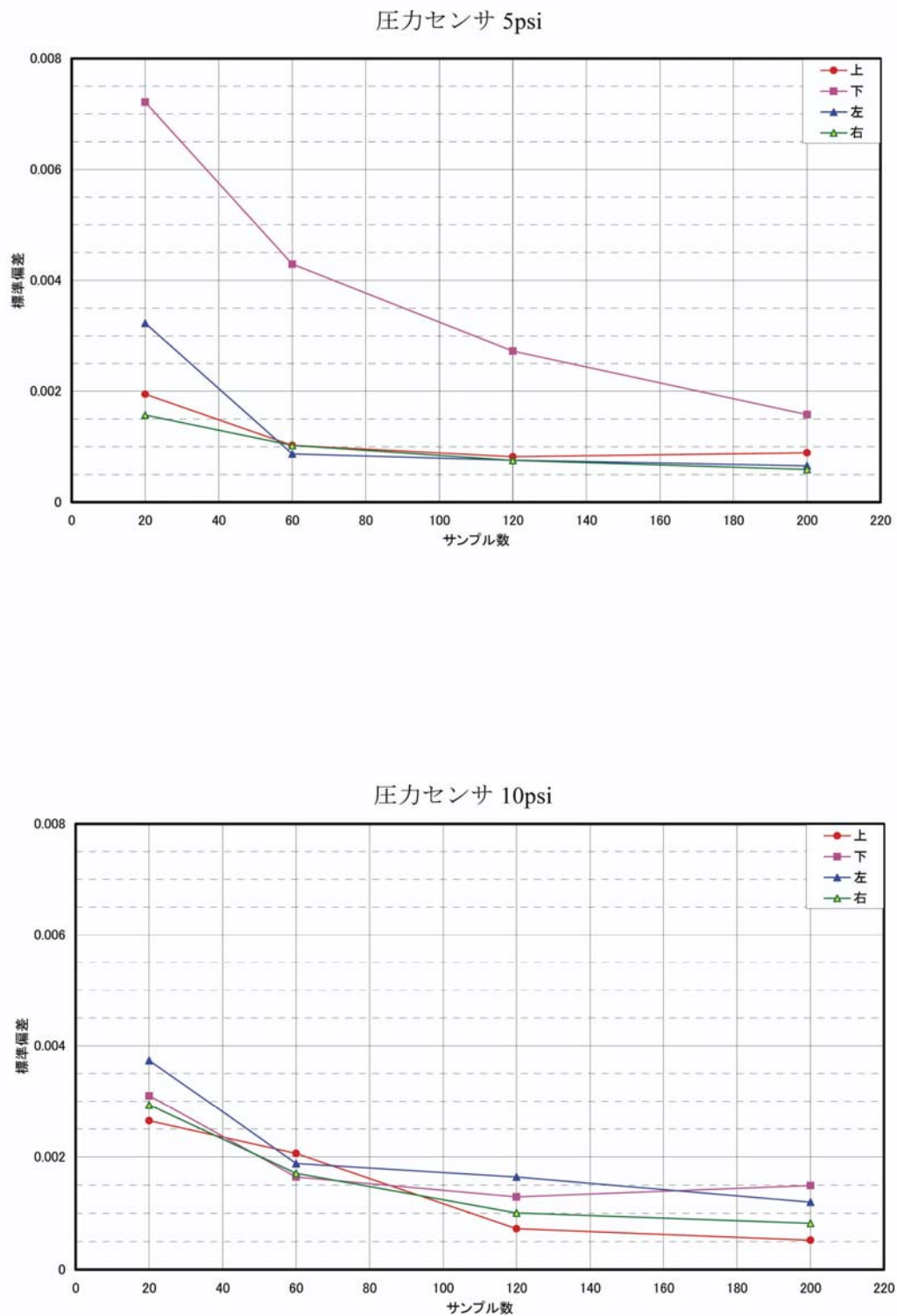


図 8 サンプル数による計測データの標準偏差の変化
(静圧孔 No.24, $P_0=100\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=4^\circ$)

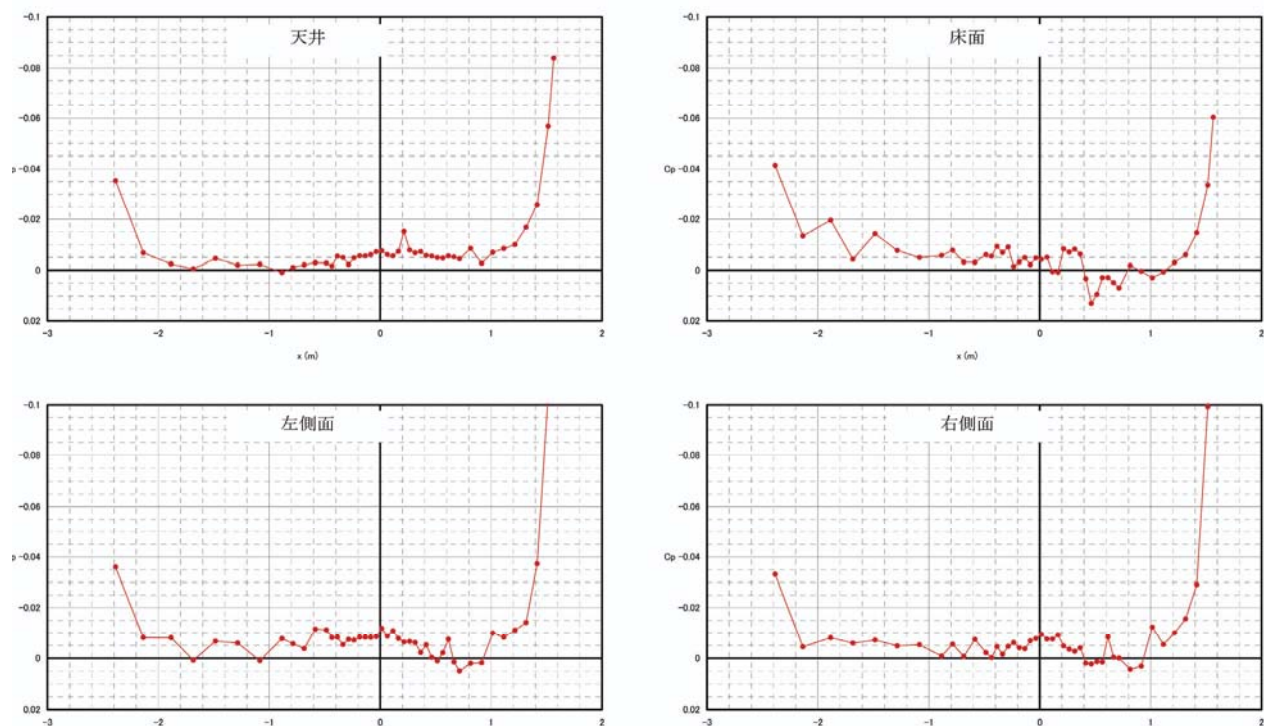


図 9-1 壁面静圧分布計測データ例
 模型、後方スティング支持装置あり
 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha = \beta = 0^\circ$)

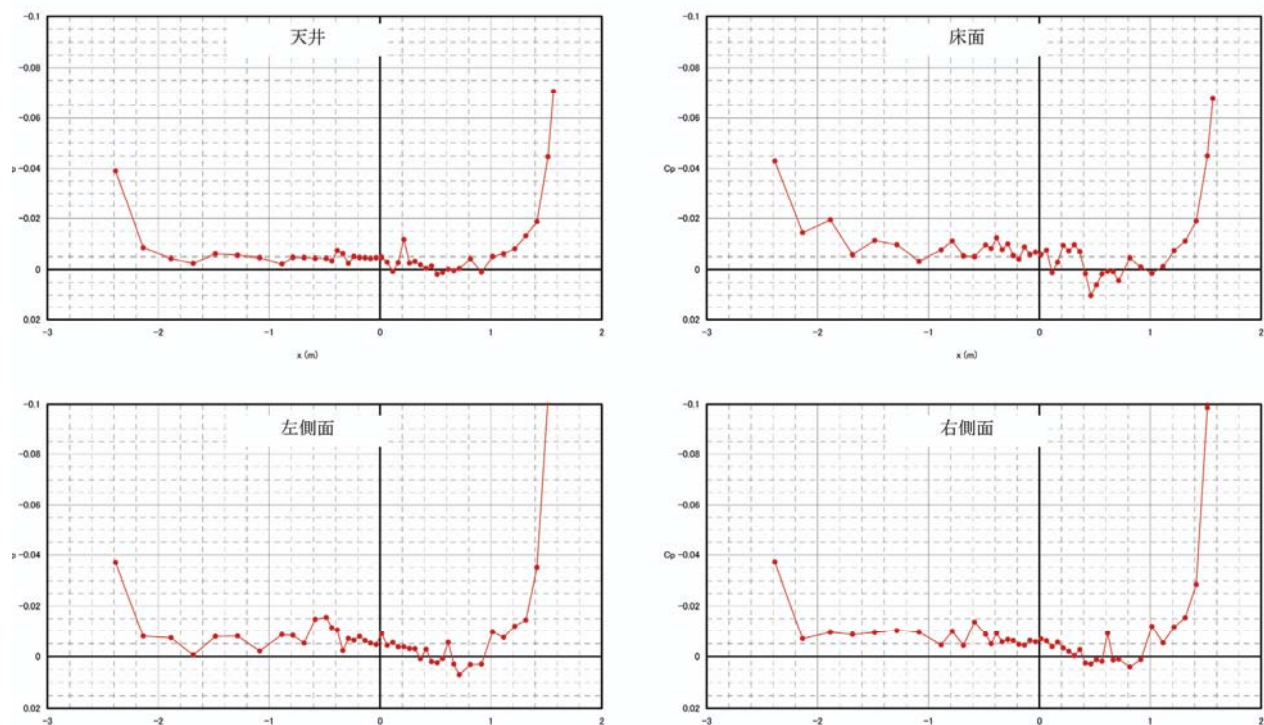


図 9-2 壁面静圧分布計測データ例
 模型、後方スティング支持装置なし
 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha = \beta = 0^\circ$)

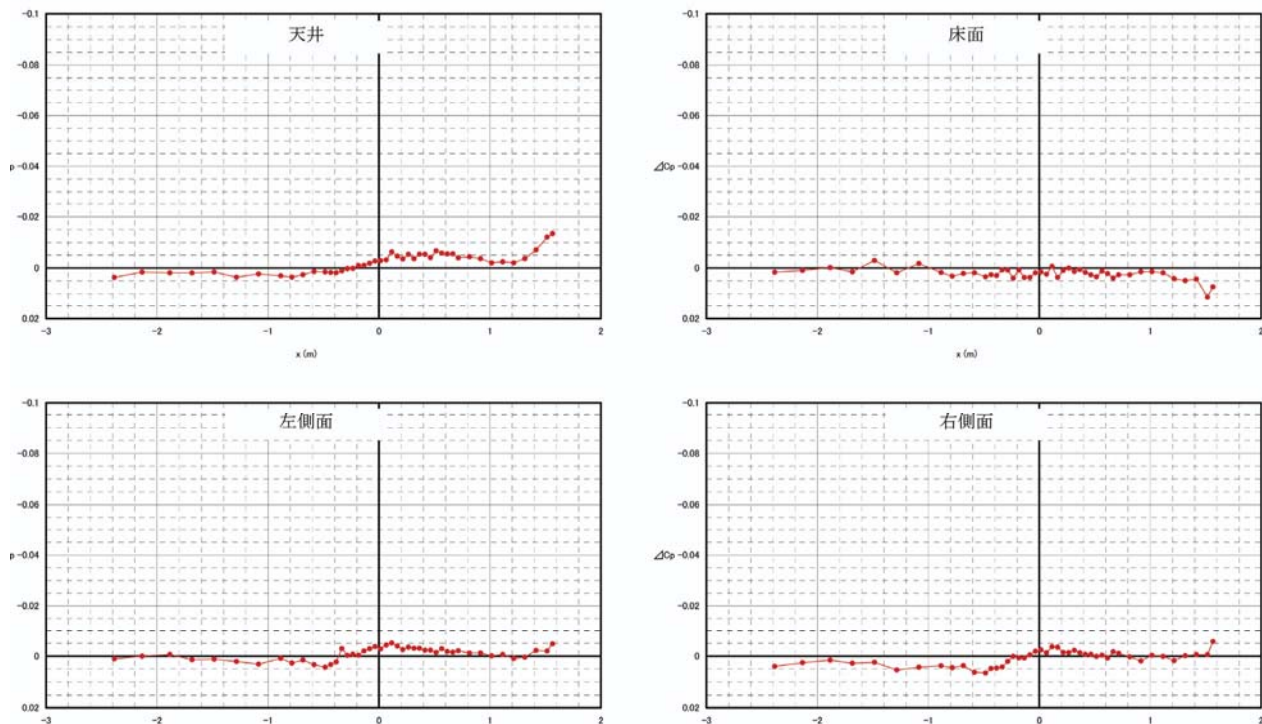
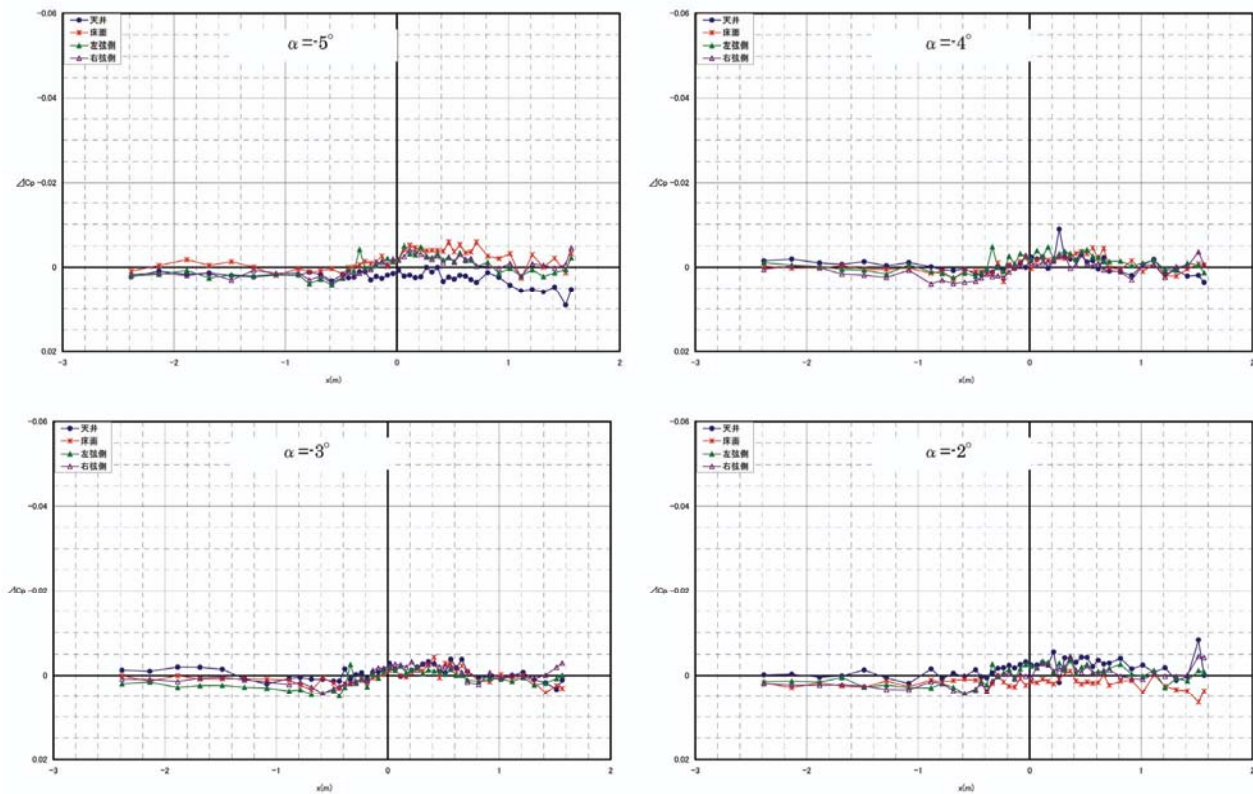
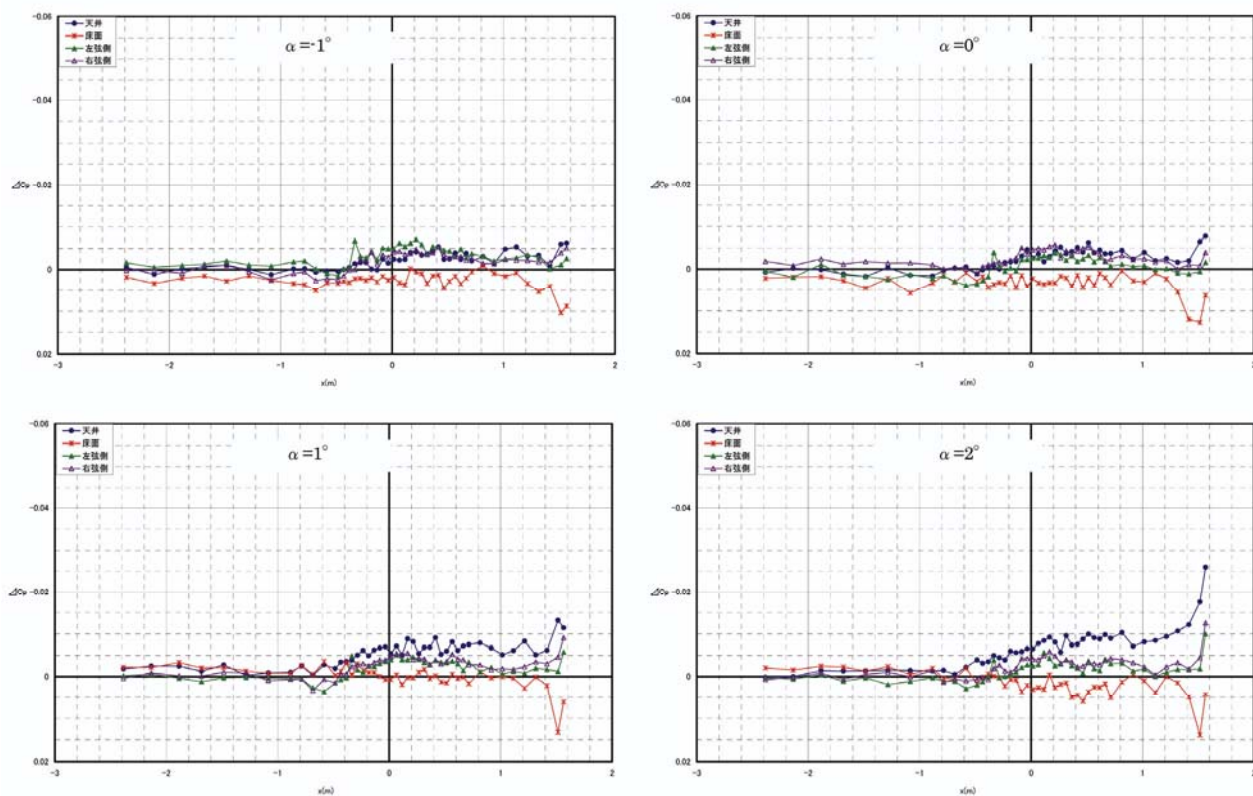
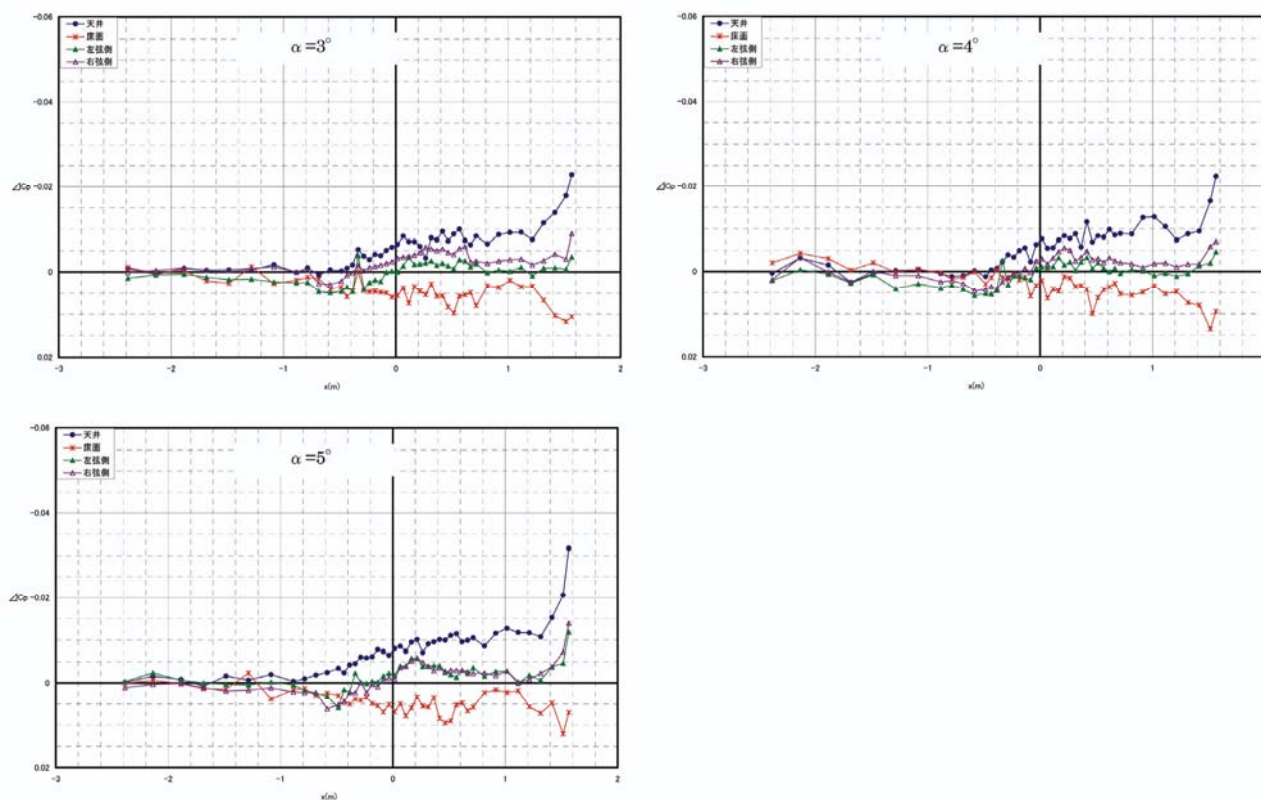
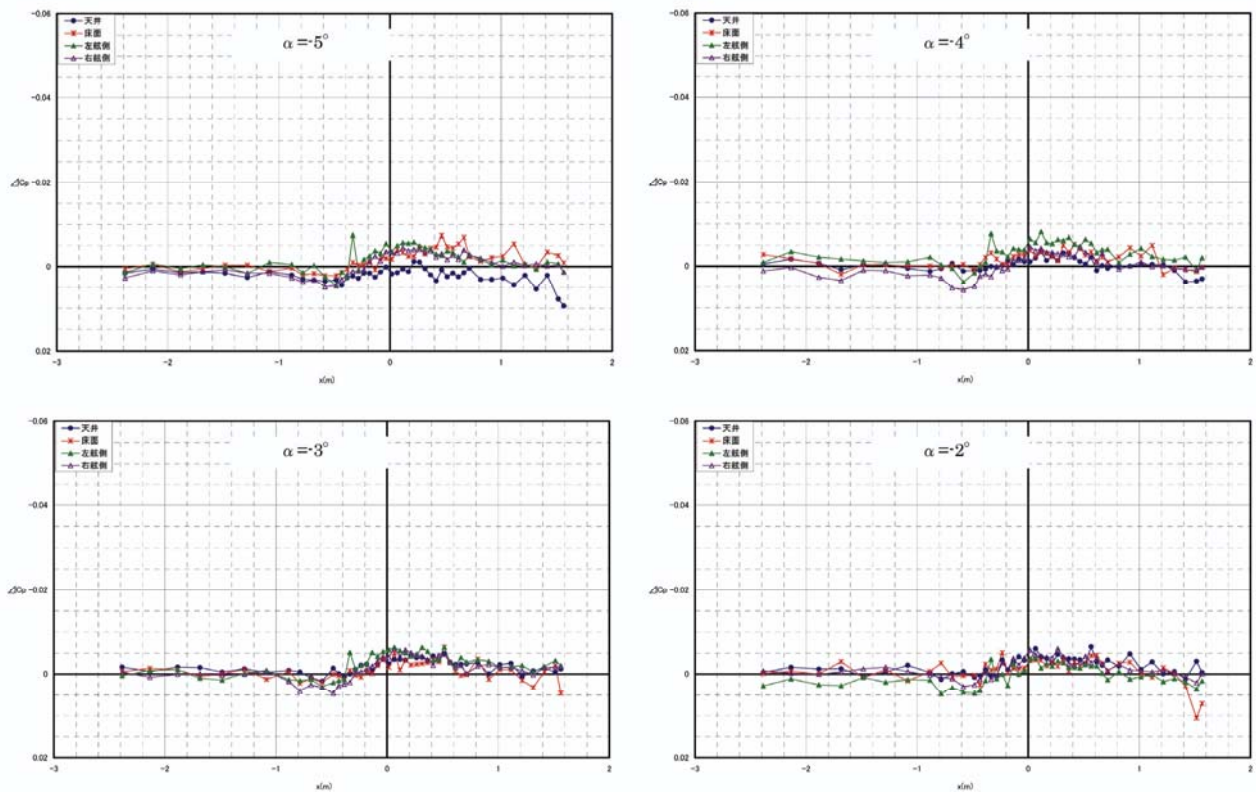
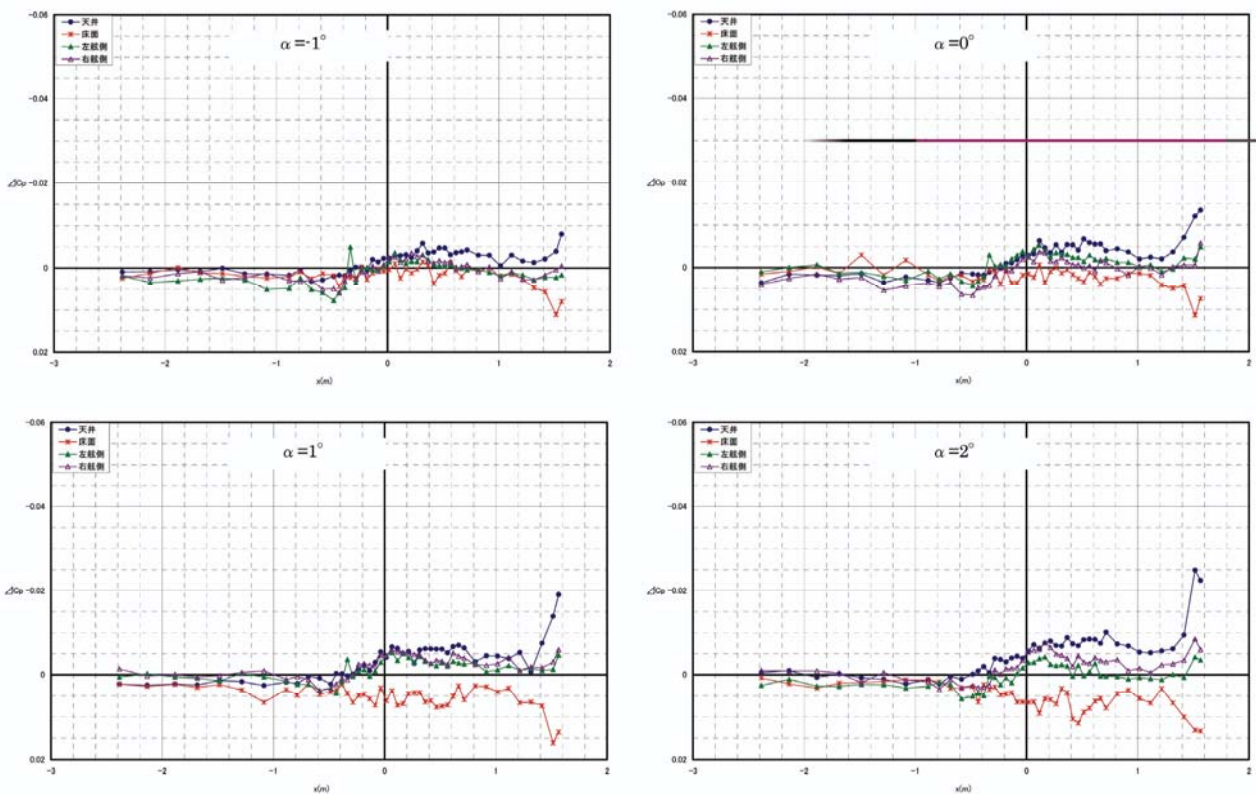


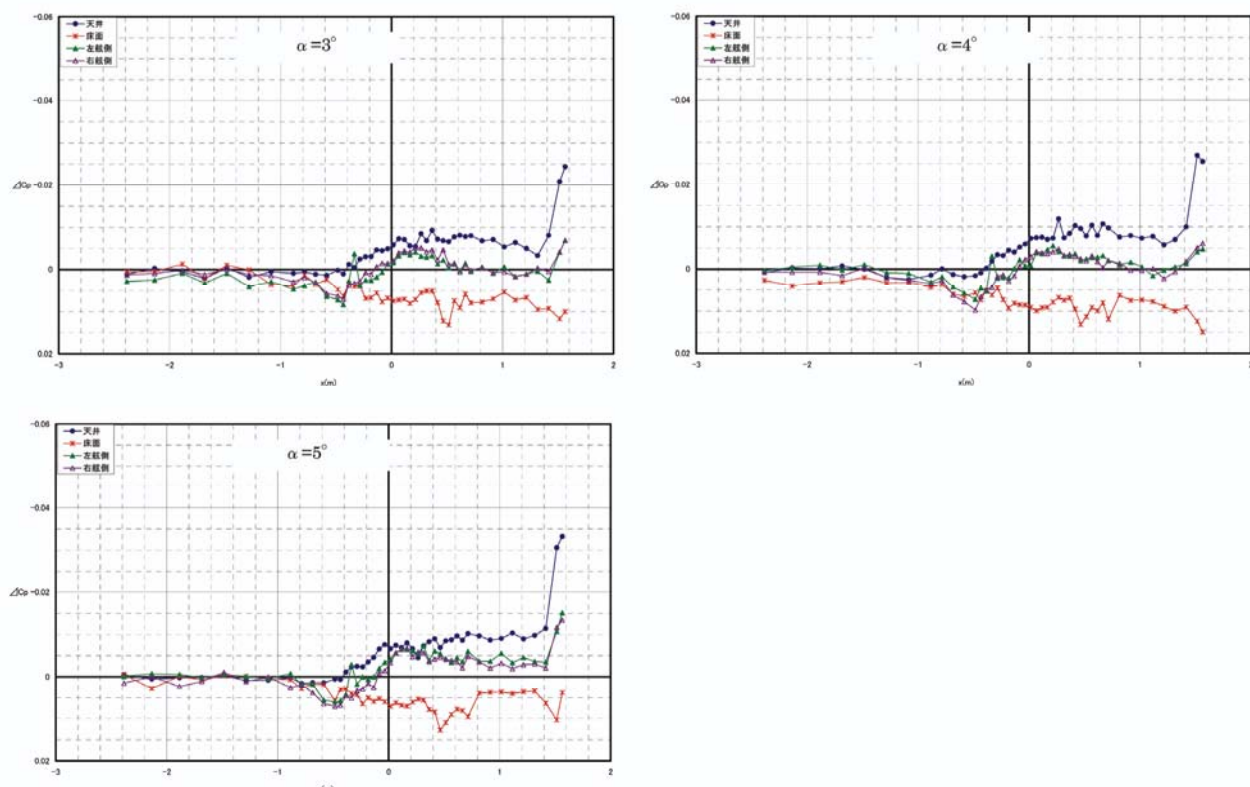
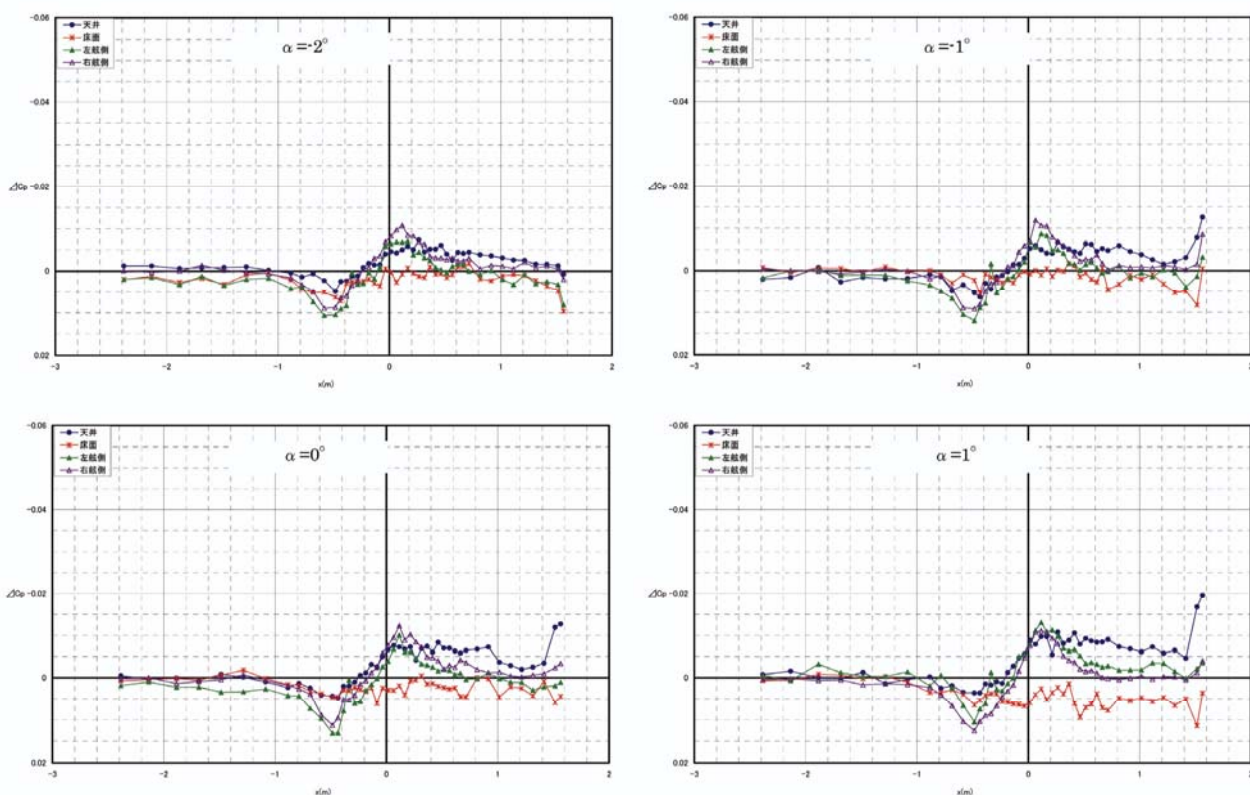
図 9-3 補正した壁面静圧分布データ例

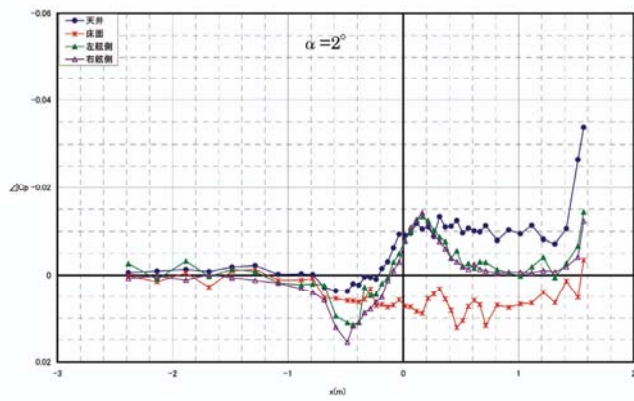
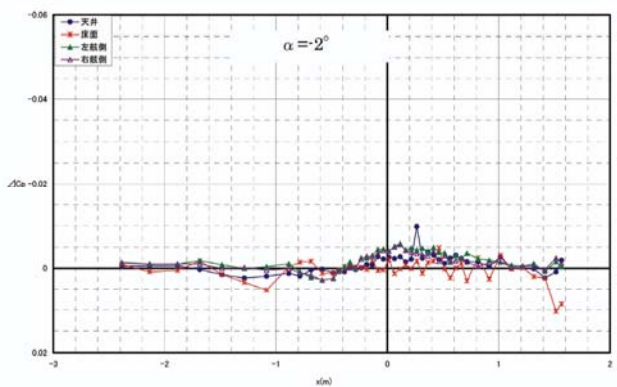
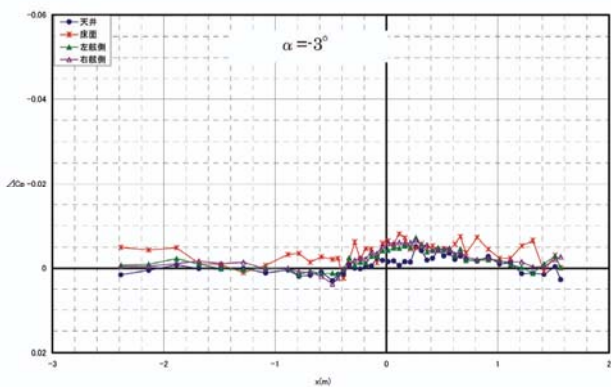
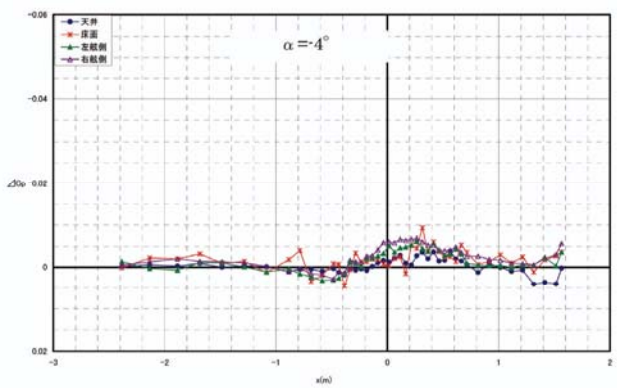
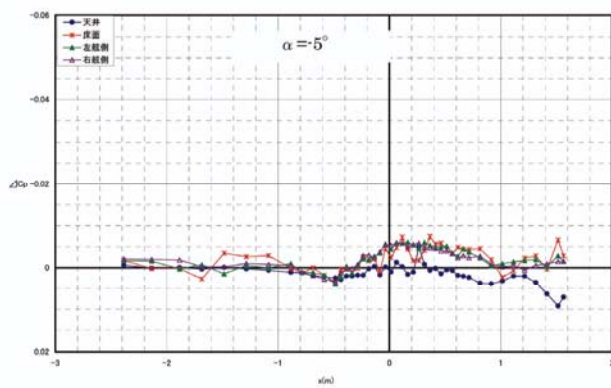
図 9-1 より図 9-2 を差し引いた値

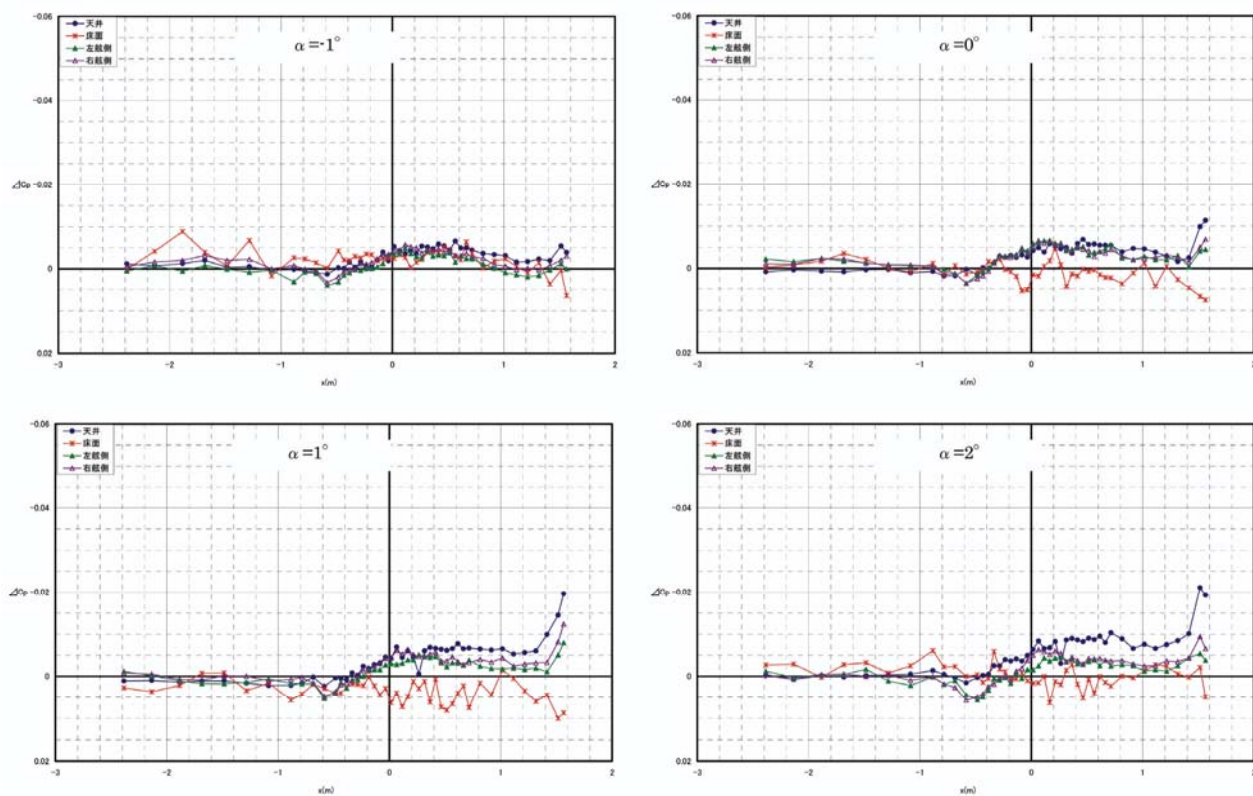
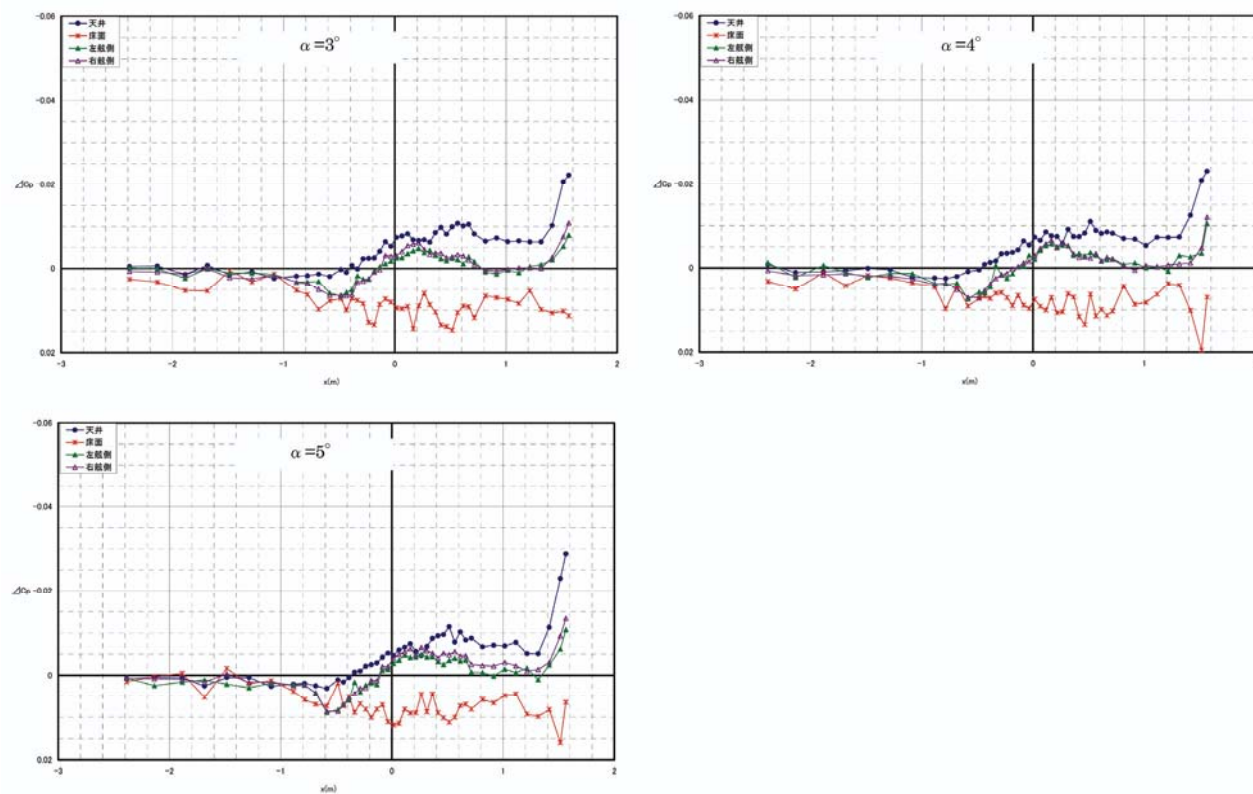
 $(P_0=100\text{kPa}, M=0.74, \alpha = \beta = 0^\circ)$ 図 10-1-1 補正した壁面静圧分布データ ($P_0=100\text{kPa}, M=0.6$)

図 10-1-2 補正した壁面静圧分布データ ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.6$)図 10-1-3 補正した壁面静圧分布データ ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.6$)

図 10-2-1 補正した壁面静圧分布データ ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.74$)図 10-2-2 補正した壁面静圧分布データ ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.74$)

図 10-2-3 補正した壁面静圧分布データ ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.74$)図 10-3-1 補正した壁面静圧分布データ ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.9$)

図 10-3-2 補正した壁面静圧分布データ ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.9$)図 11-1 補正した壁面静圧分布データ ($P_0=60\text{kPa}$, $M=0.74$)

図 11-2 補正した壁面静圧分布データ ($P_0=60\text{kPa}$, $M=0.74$)図 11-3 補正した壁面静圧分布データ ($P_0=60\text{kPa}$, $M=0.74$)

6. 遷音速風洞多孔壁カートのレストリクションパラメータ

6.1 各試験条件におけるレストリクションパラメータ算出

レストリクションパラメータの値を変化させ各値を用いて計算した擾乱速度分布と、計測した風洞壁静圧分布データから求めた擾乱速度分布との誤差（標準偏差）を、各試験条件について図 12-2～図 29-2 に示す。これらの図から誤差が最小となるレストリクションパラメータ値を求めた。さらに、求めたレストリクションパラメータ値を用いて計算した解析擾乱速度分布と風洞壁面での計測擾乱速度分布との比較を図 12-1～図 29-1 に示す。

これらの図から、計測擾乱速度分布には計測におけるばらつきが見られるものの、解析擾乱速度分布はこれらと概ね良く一致していることが分かる。

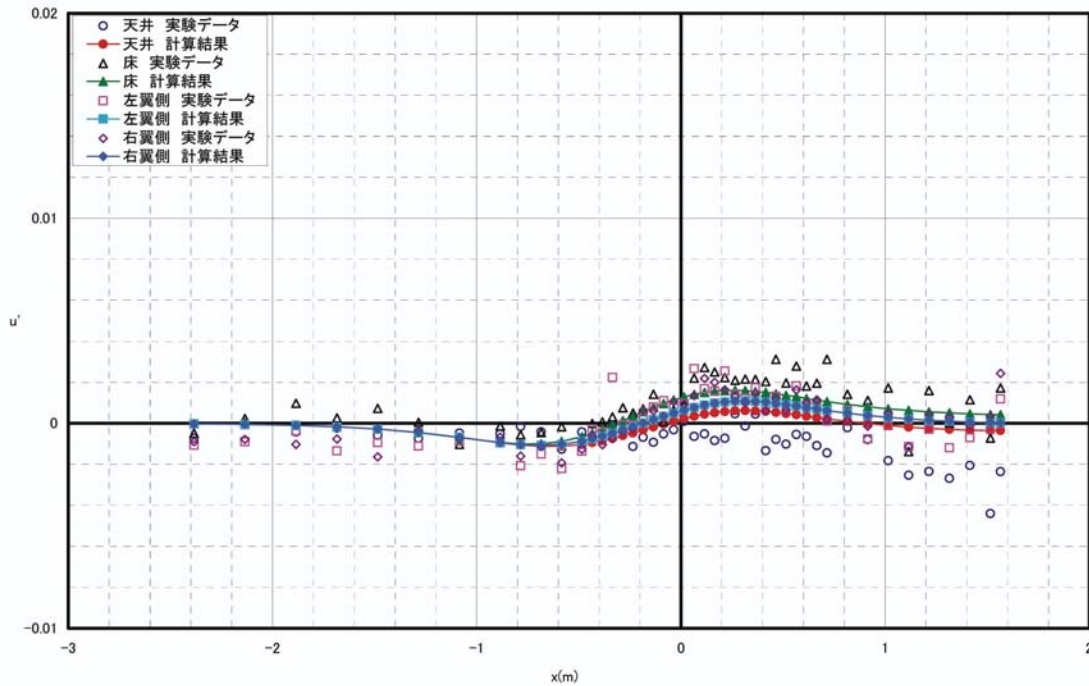


図 12-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.6$, $\alpha=-5^\circ$)

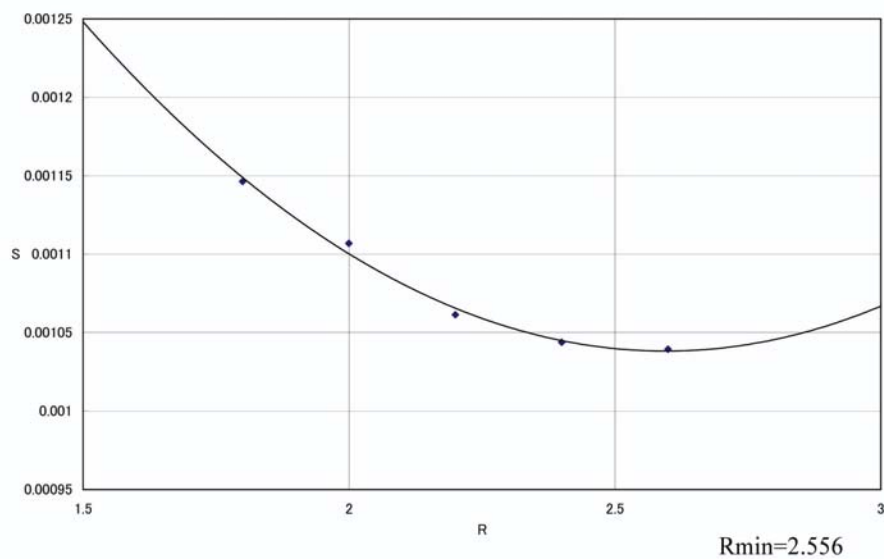


図 12-2 誤差最小 R 値 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.6$, $\alpha=-5^\circ$)

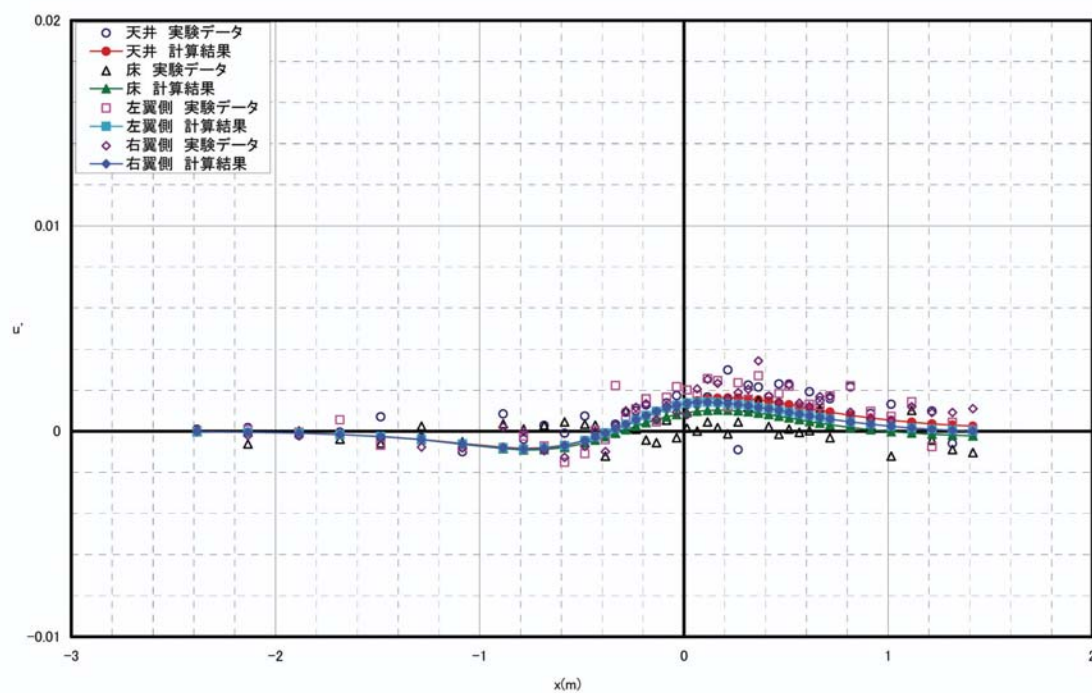


図 13-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.6$, $\alpha=-2^\circ$)

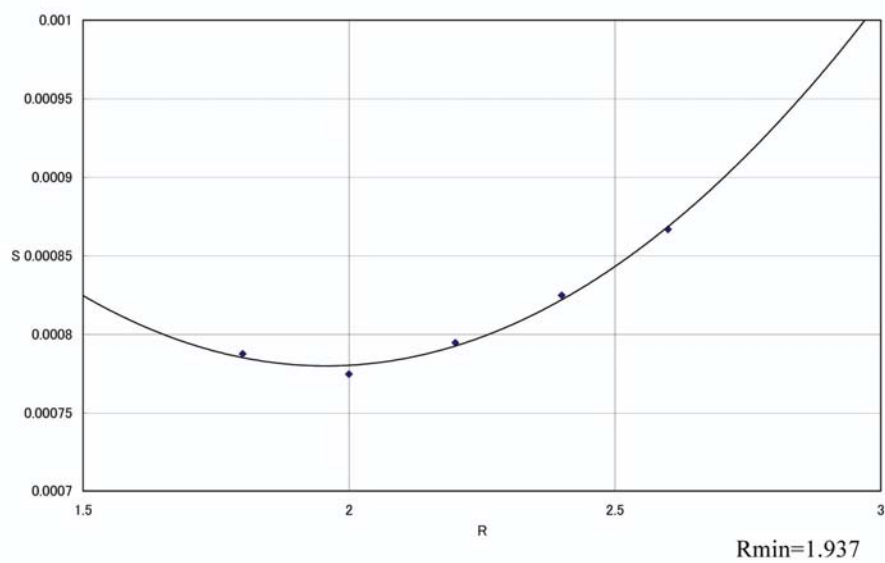


図 13-2 誤差最小 R 値 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.6$, $\alpha=-2^\circ$)

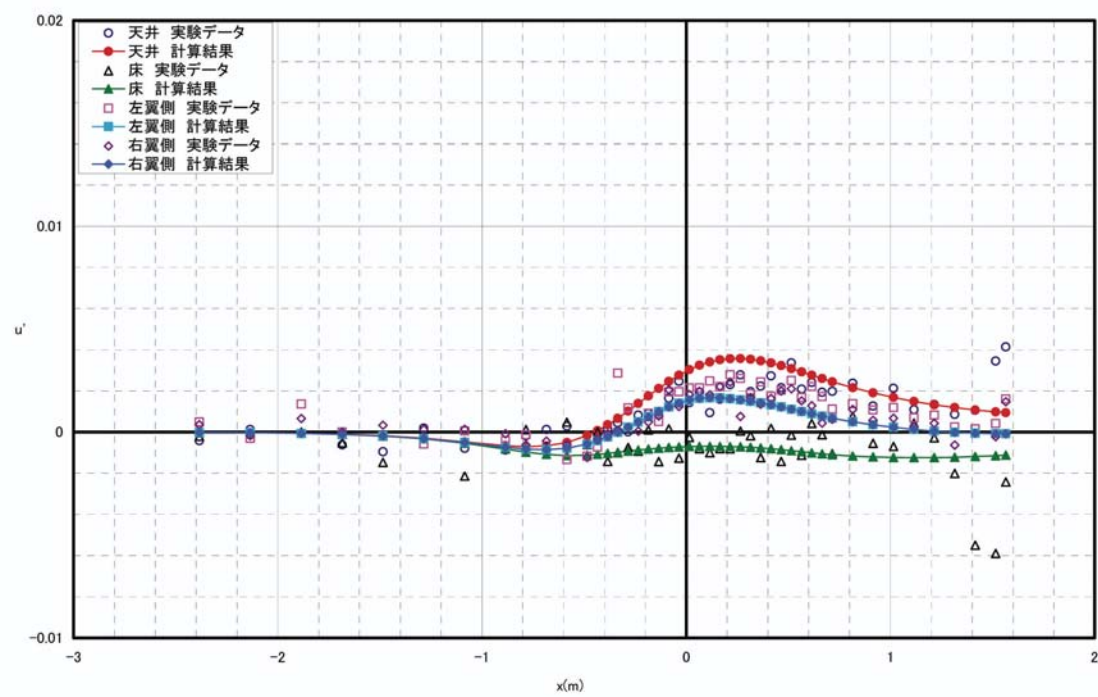


図 14-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=100\text{kPa}, M=0.6, \alpha=0^\circ$)

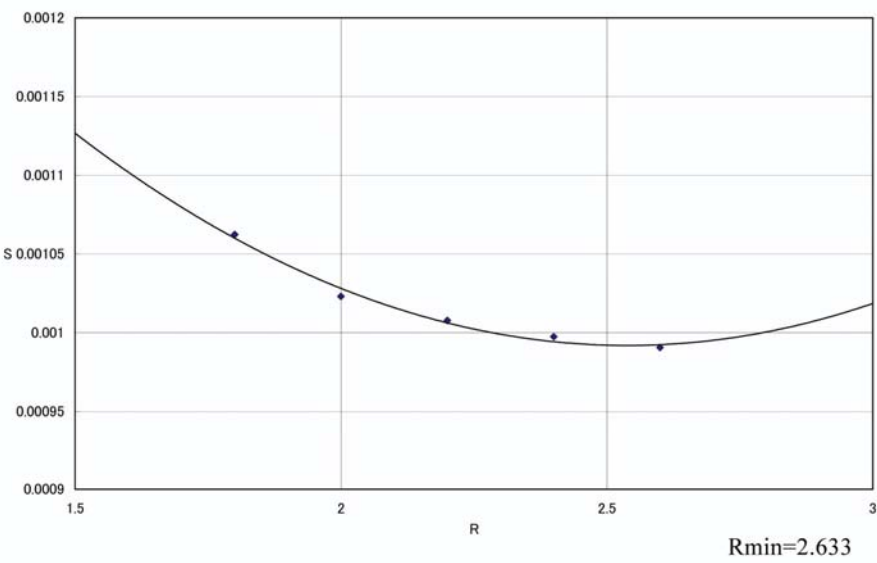
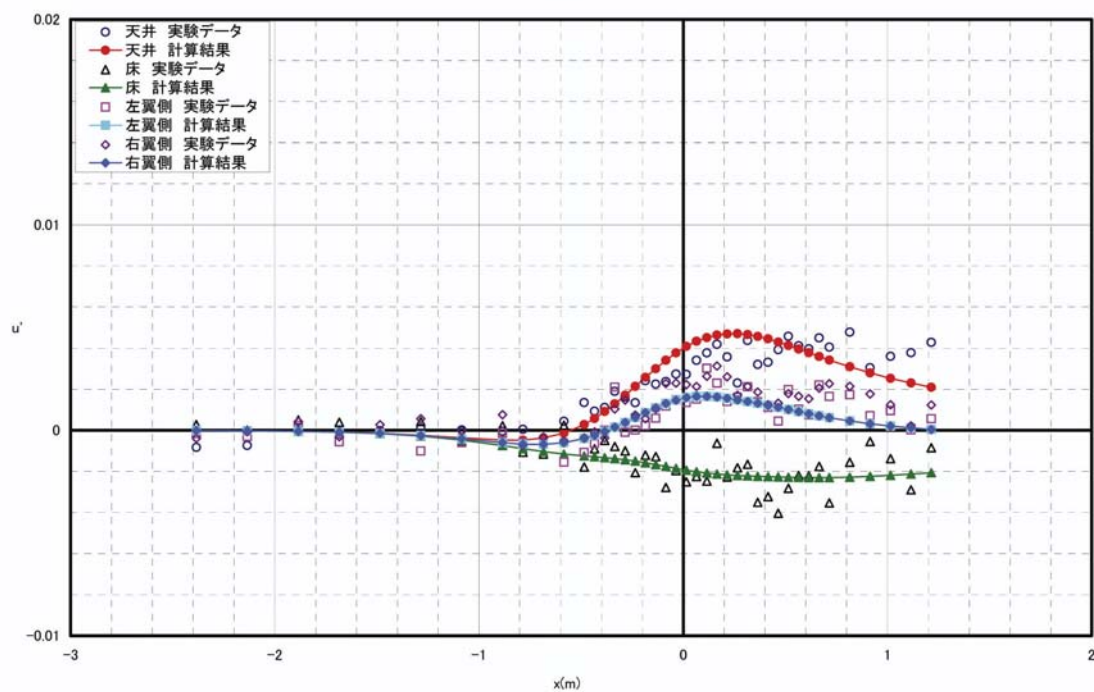
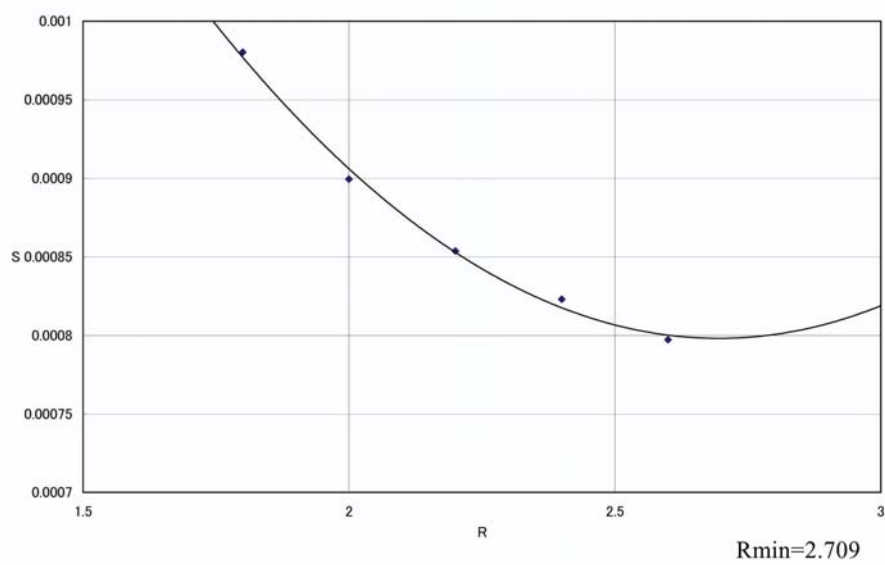


図 14-2 誤差最小 R 値 ($P_0=100\text{kPa}, M=0.6, \alpha=0^\circ$)

図 15-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.6$, $\alpha=2^\circ$)図 15-2 誤差最小 R 値 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.6$, $\alpha=2^\circ$)

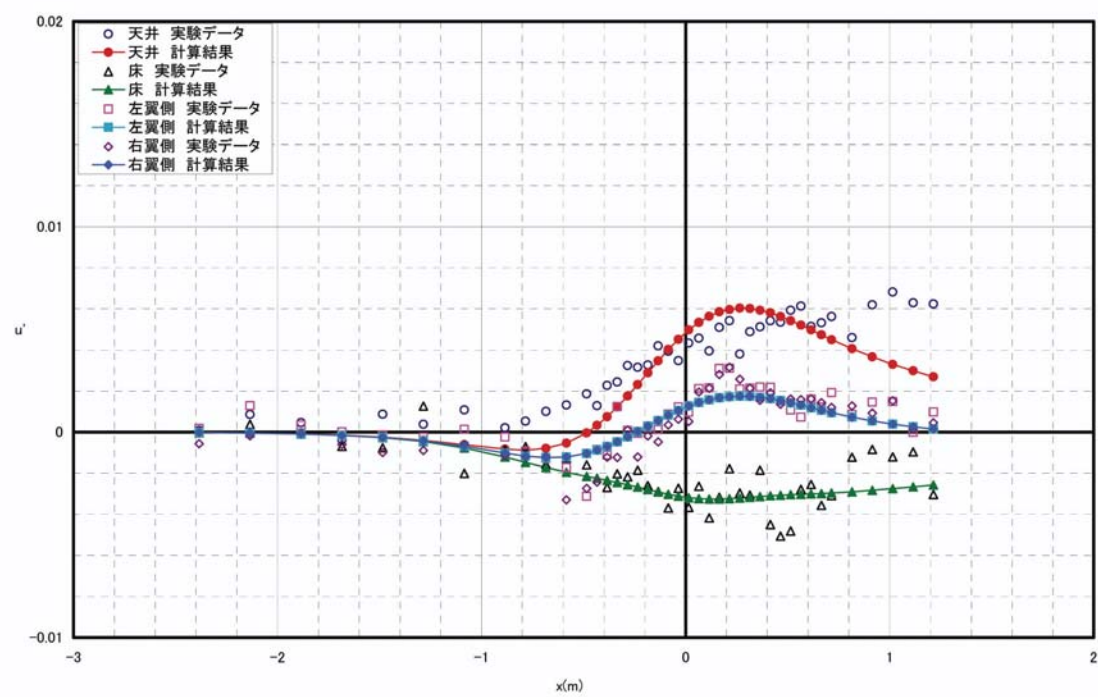


図 16-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=100\text{kPa}, M=0.6, \alpha=5^\circ$)

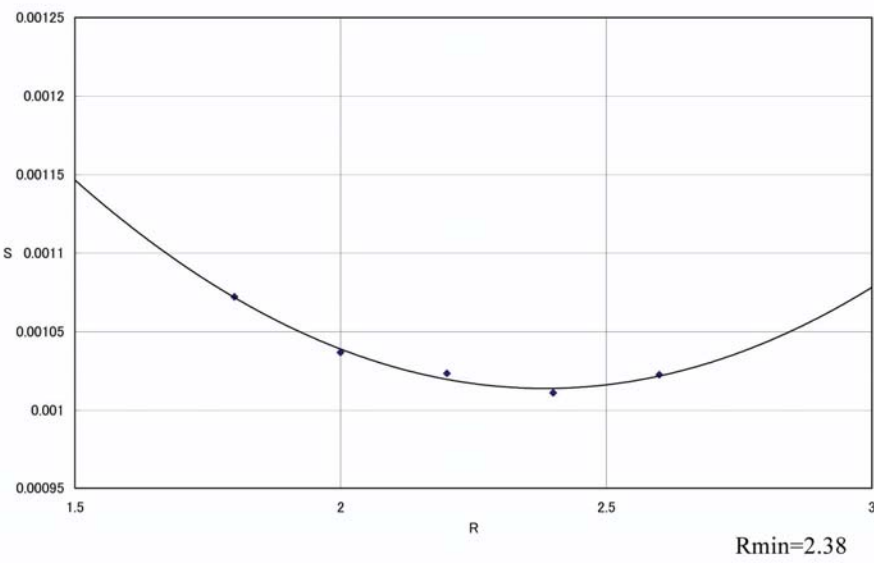
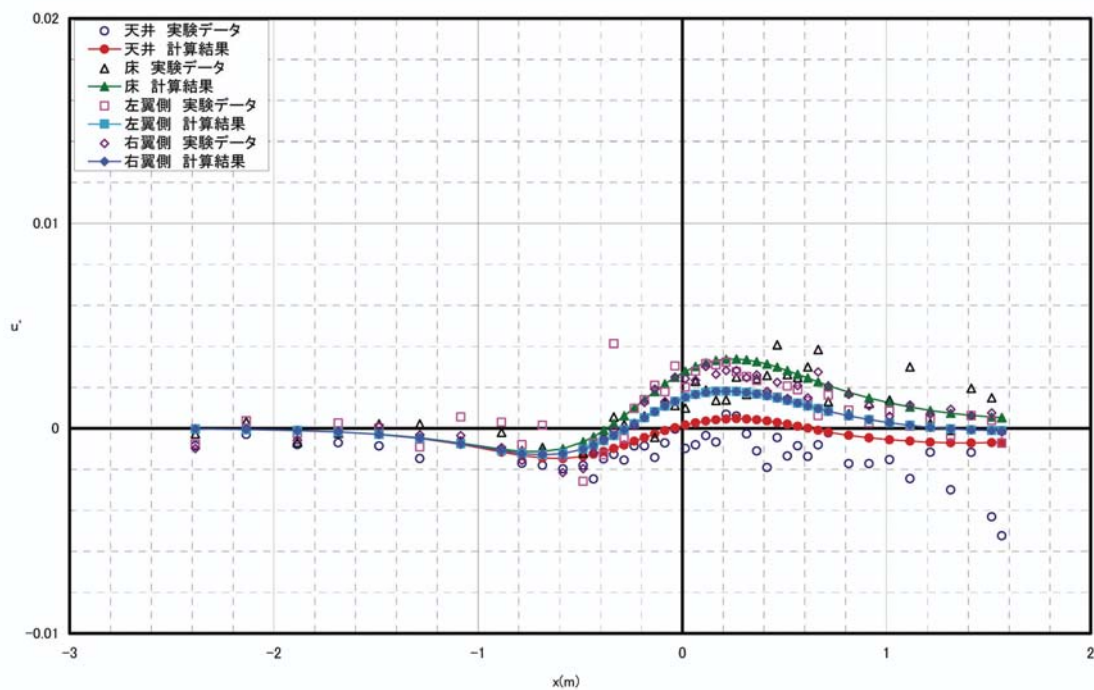
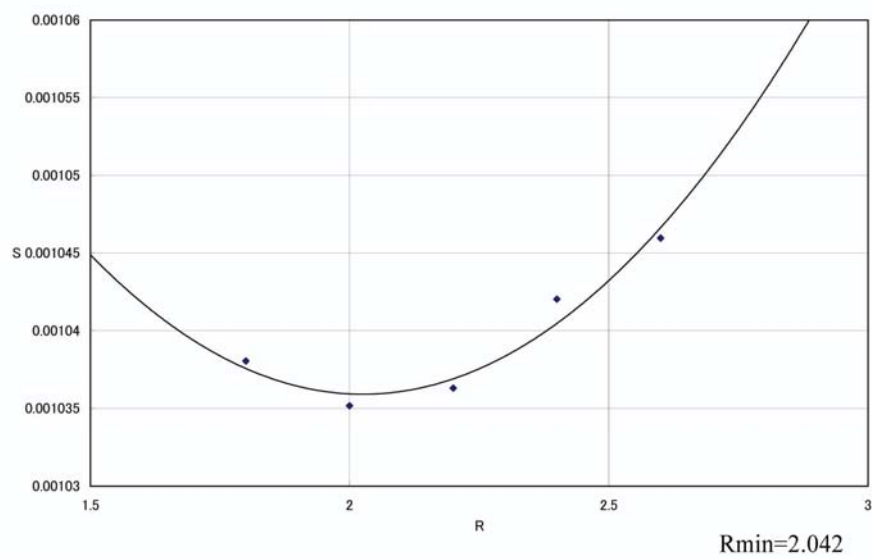


図 16-2 誤差最小 R 値 ($P_0=100\text{kPa}, M=0.6, \alpha=5^\circ$)

図 17-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=-5^\circ$)図 17-2 誤差最小 R 値 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=-5^\circ$)

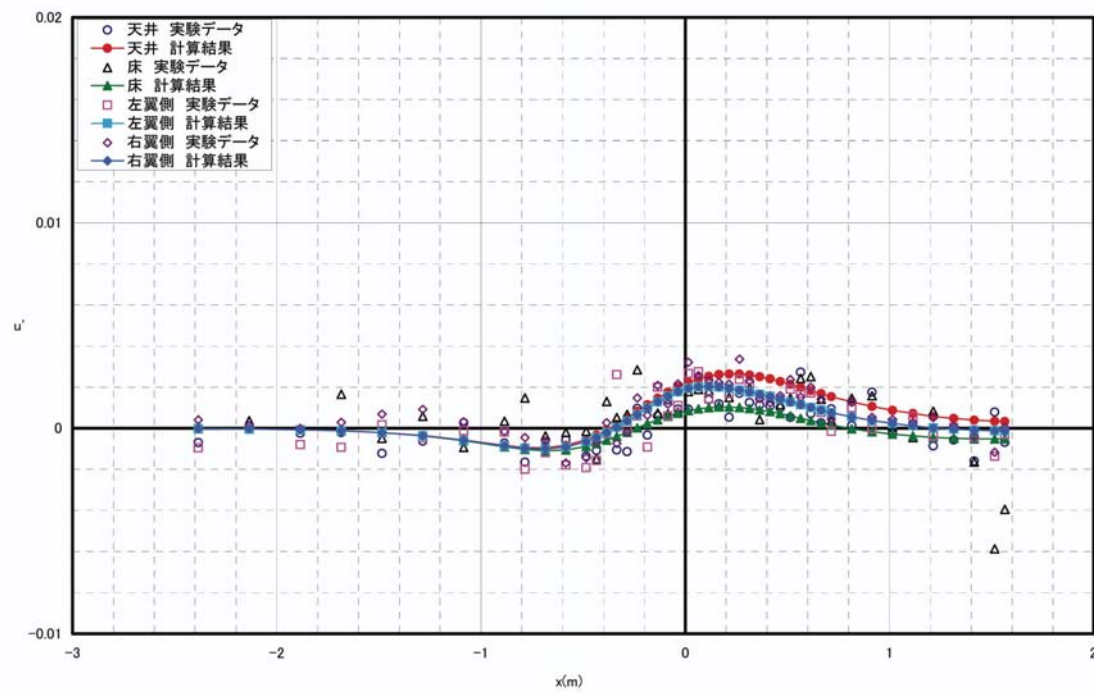


図 18-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=-2^\circ$)

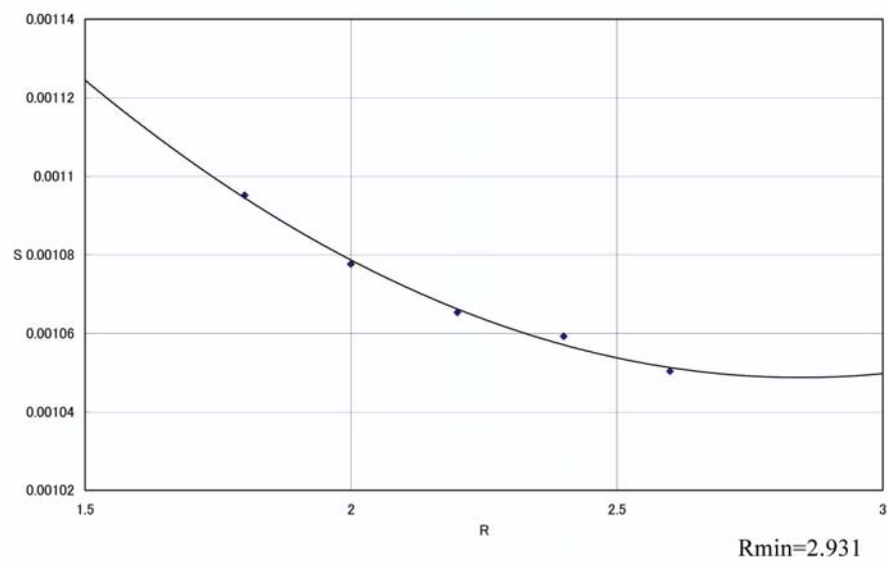
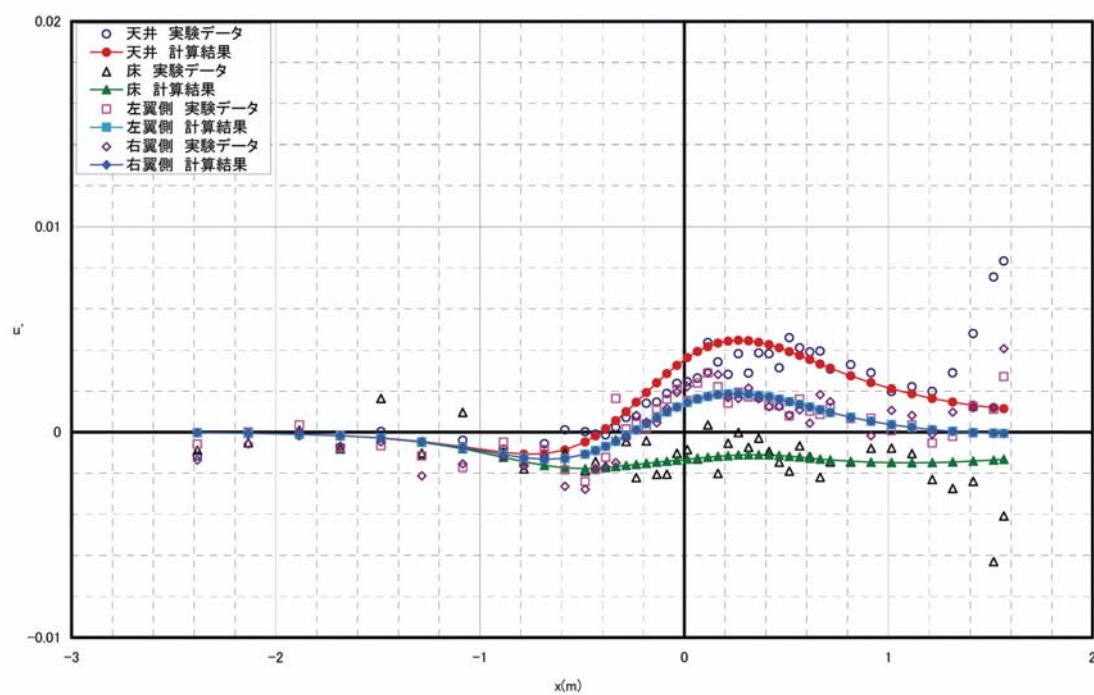
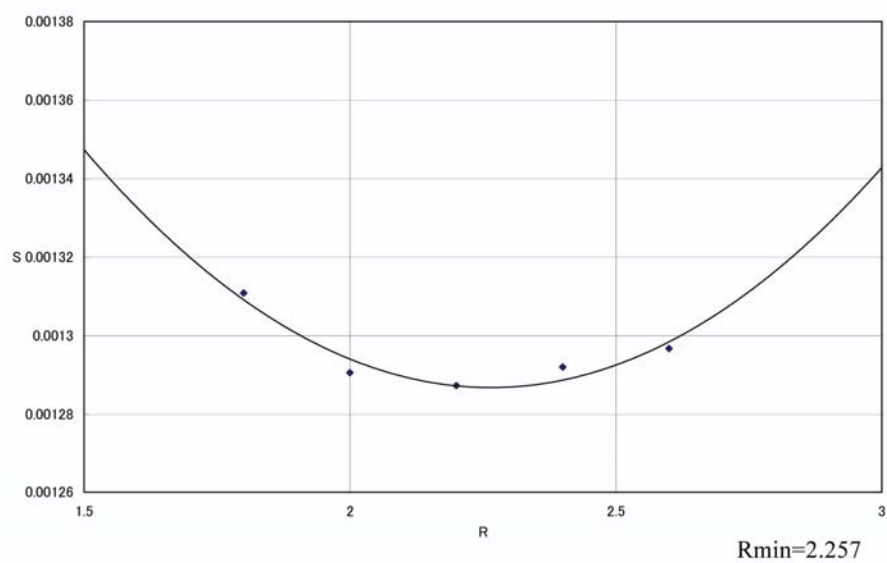


図 18-2 誤差最小 R 値 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=-2^\circ$)

図 19-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=0^\circ$)図 19-2 誤差最小 R 値 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=0^\circ$)

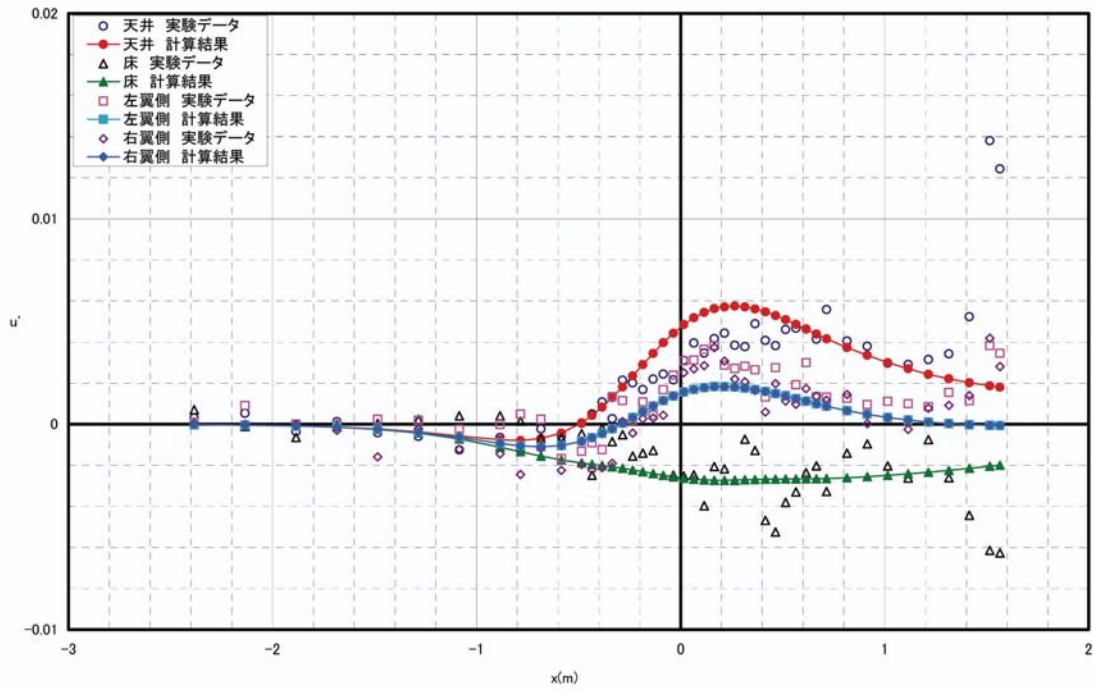


図 20-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=2^\circ$)

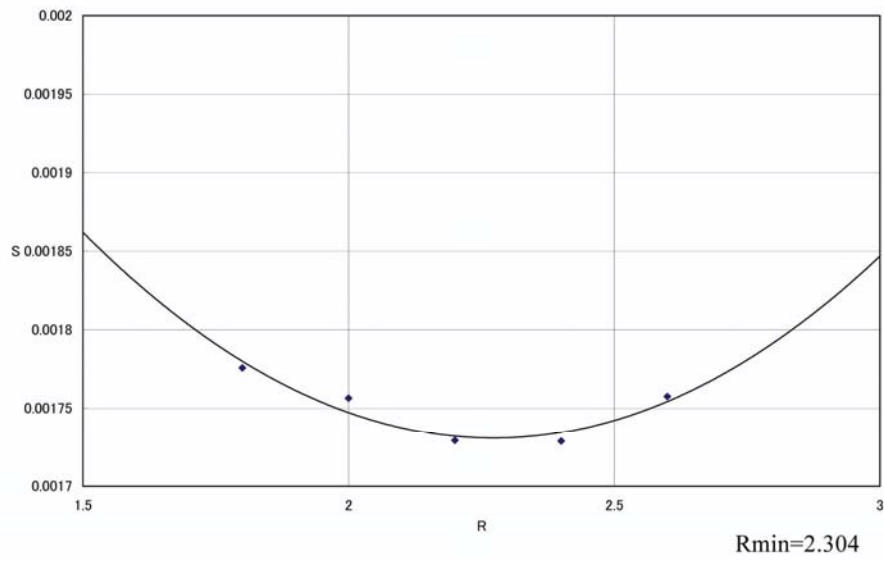
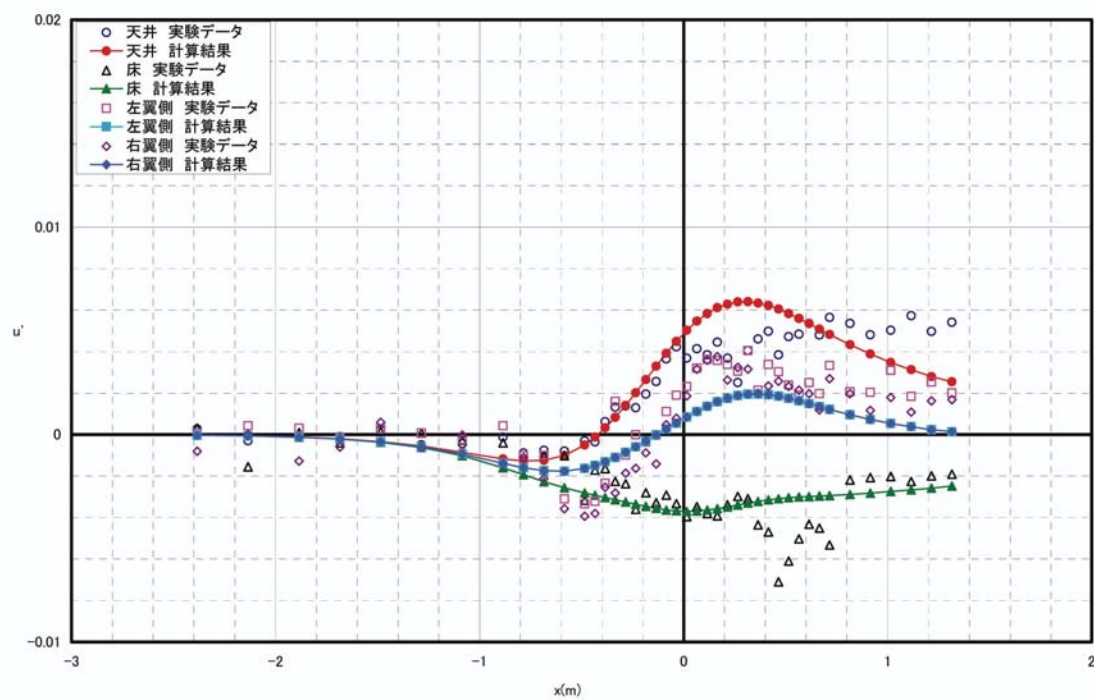
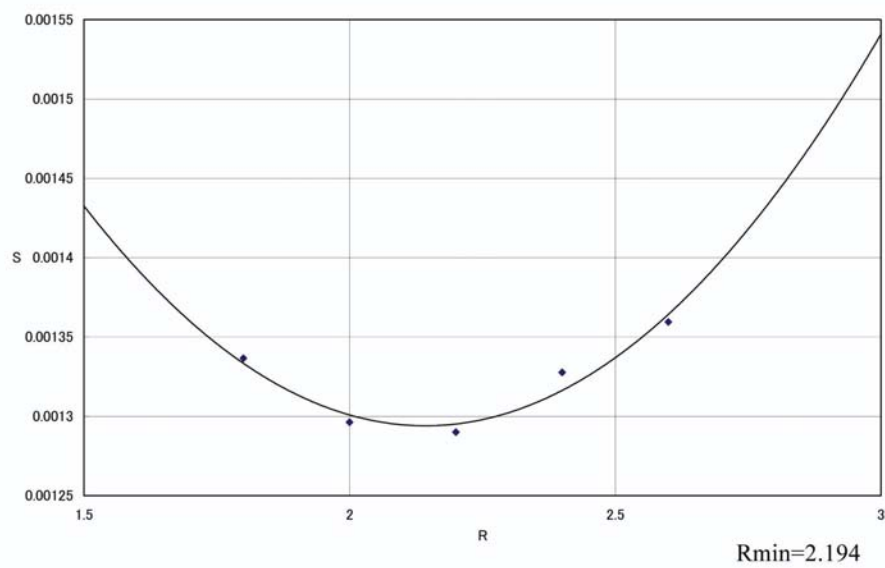


図 20-2 誤差最小 R 値 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=2^\circ$)

図 21-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=5^\circ$)図 21-2 誤差最小 R 値 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=5^\circ$)

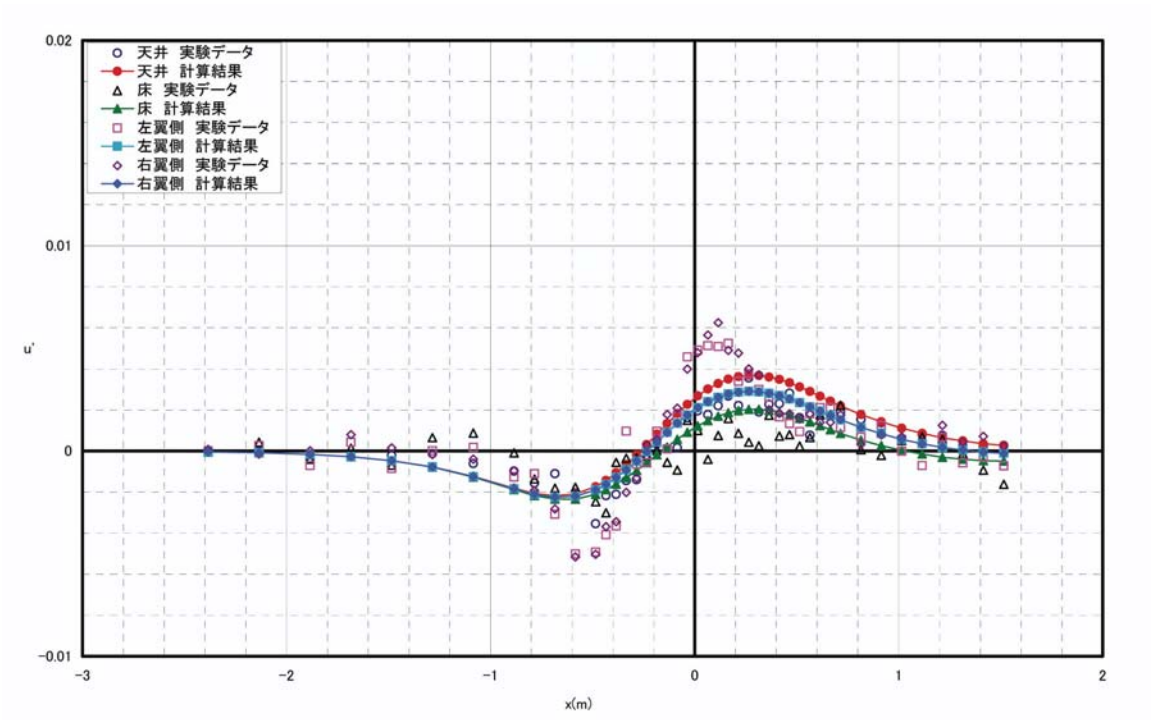


図 22-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.9$, $\alpha=-2^\circ$)

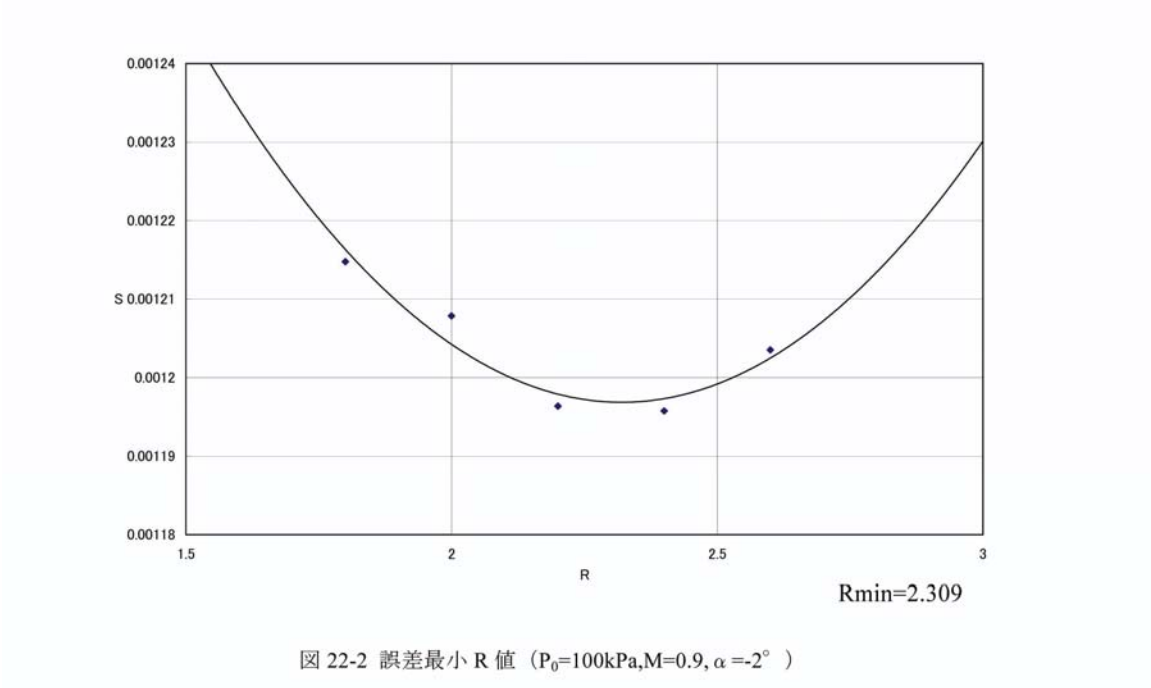
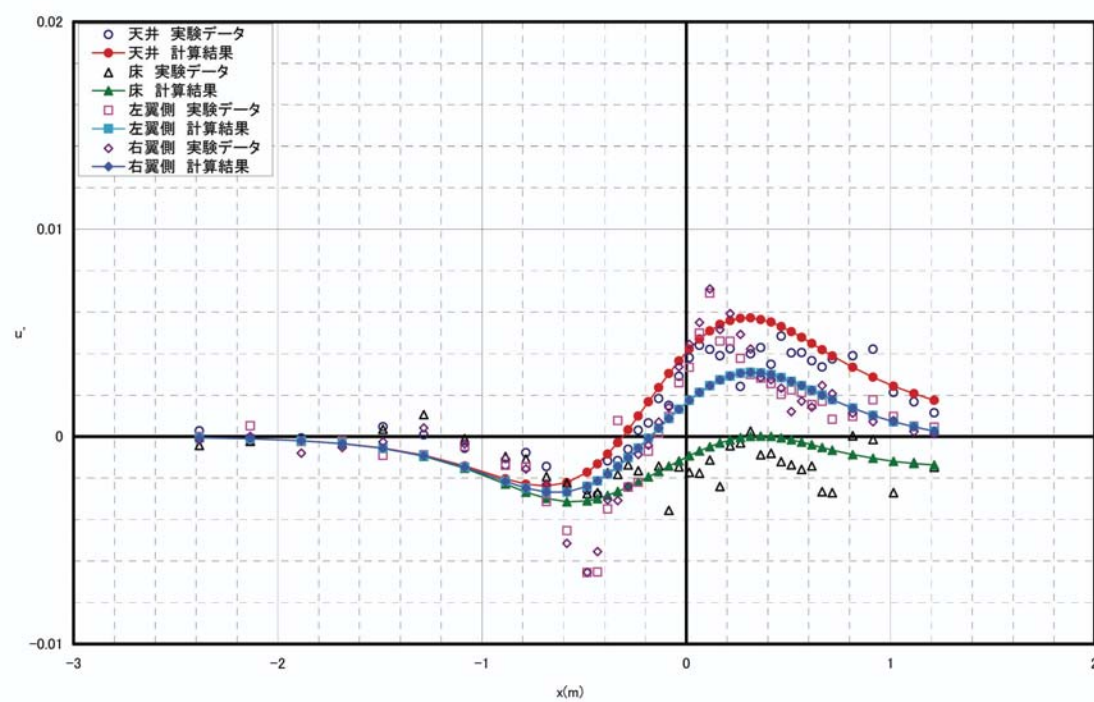
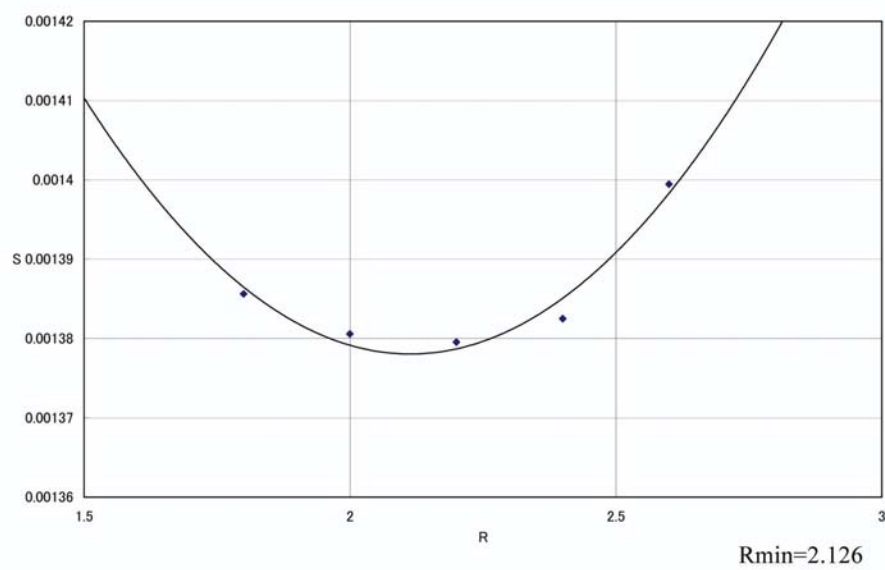


図 22-2 誤差最小 R 値 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.9$, $\alpha=-2^\circ$)

図 23-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.9$, $\alpha=0^\circ$)図 23-2 誤差最小 R 値 ($P_0=100\text{kPa}$, $M=0.9$, $\alpha=0^\circ$)

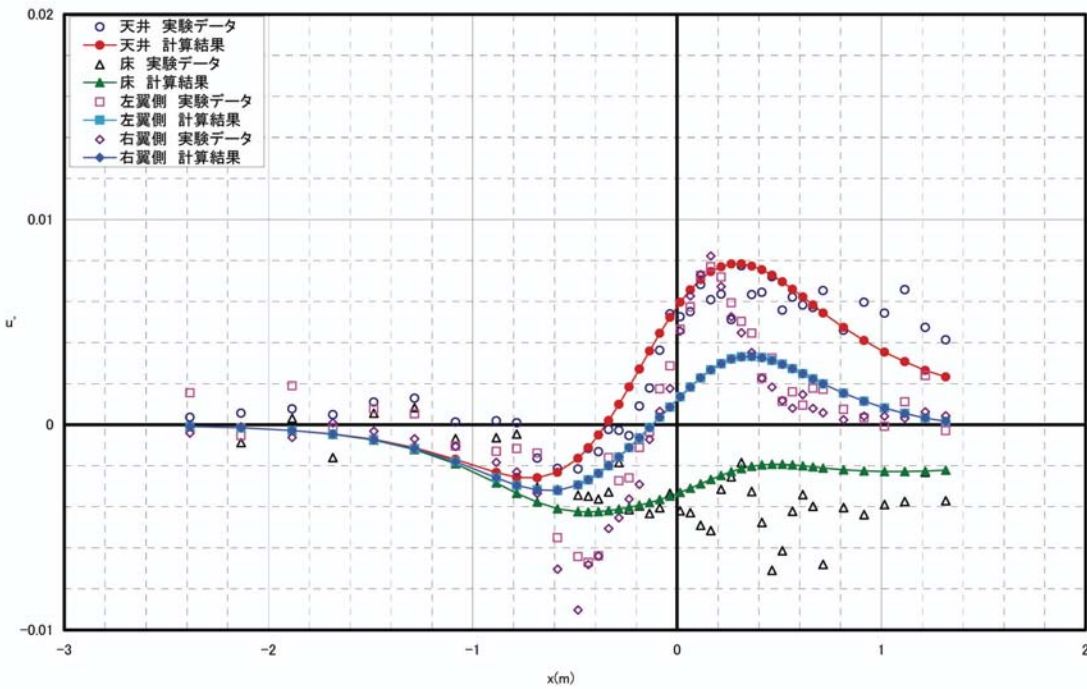


図 24-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=100\text{kPa}, M=0.9, \alpha=2^\circ$)

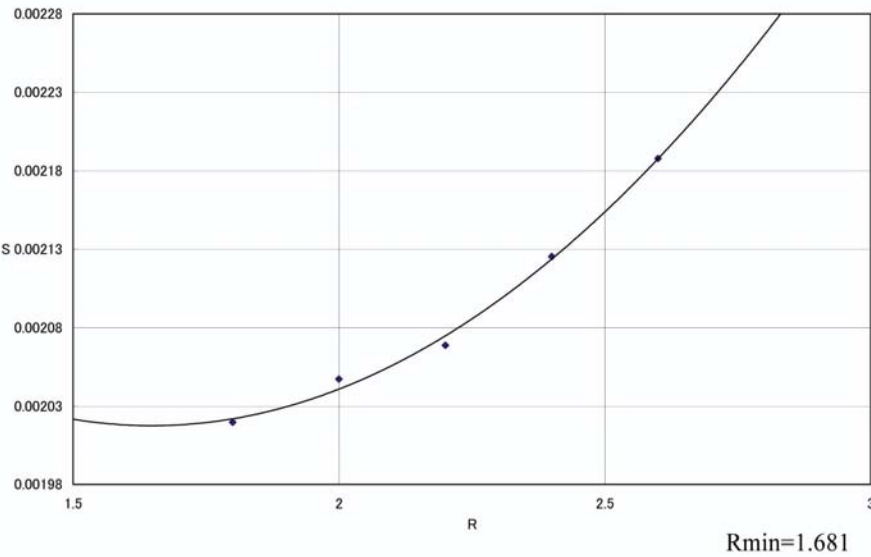
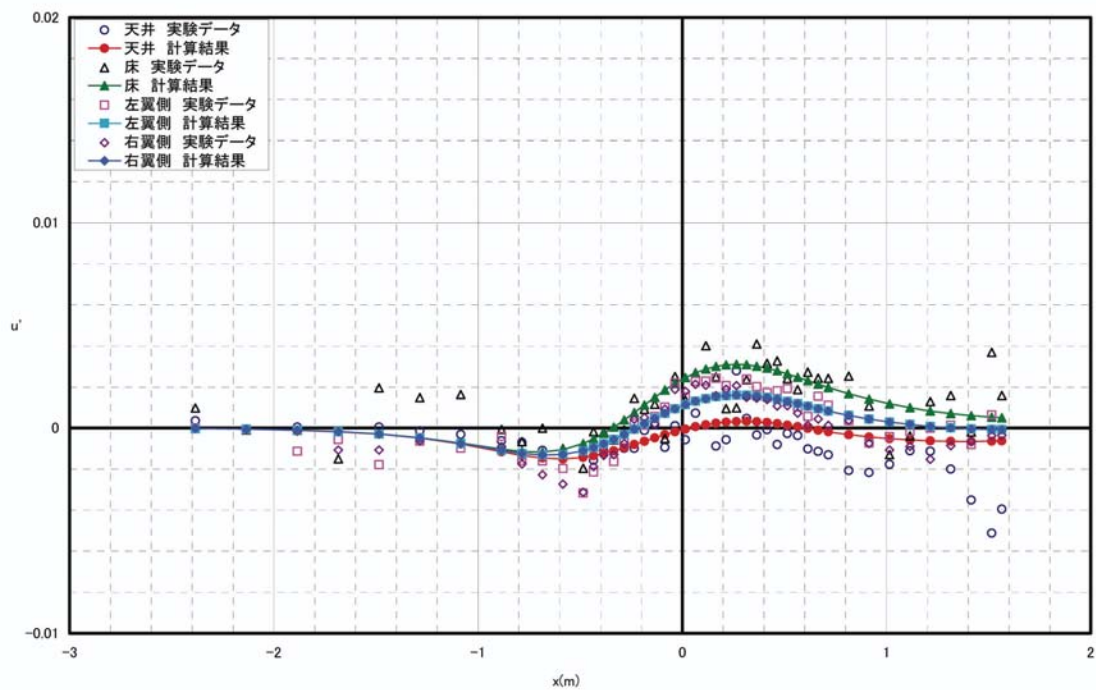
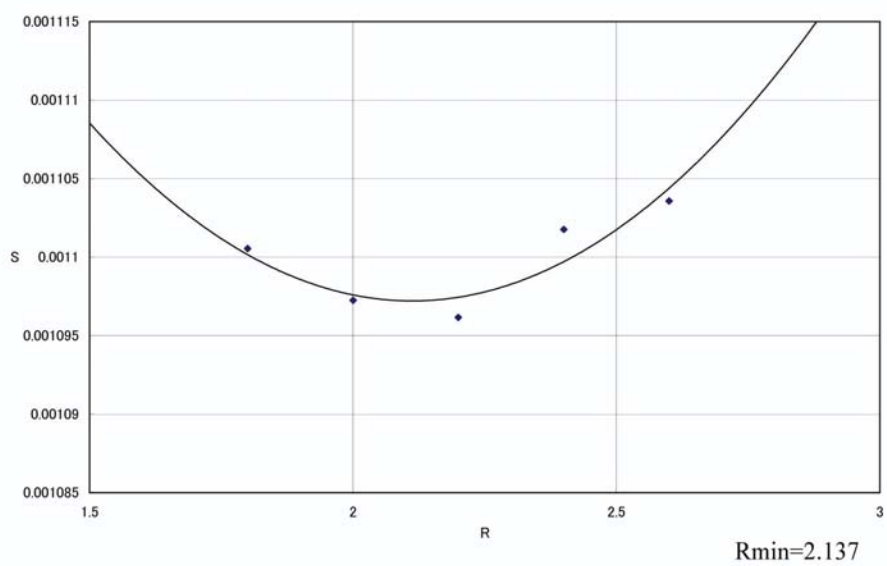


図 24-2 誤差最小 R 値 ($P_0=100\text{kPa}, M=0.9, \alpha=2^\circ$)

図 25-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=60\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=-5^\circ$)図 25-2 誤差最小 R 値 ($P_0=60\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=-5^\circ$)

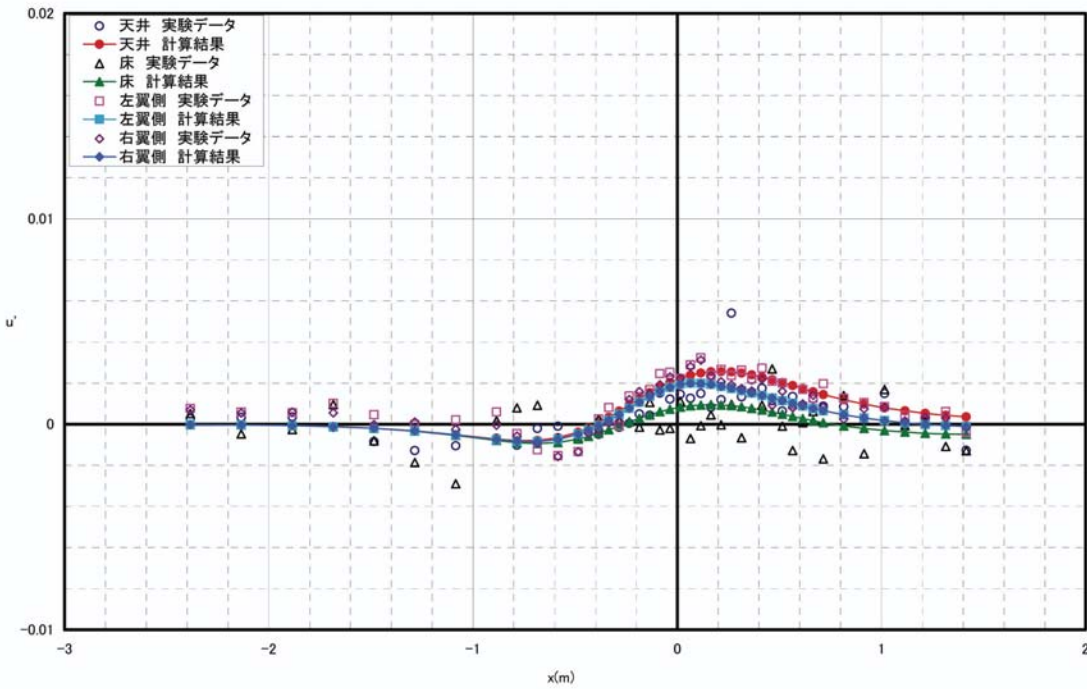


図 26-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=60kPa, M=0.74, \alpha=-2^\circ$)

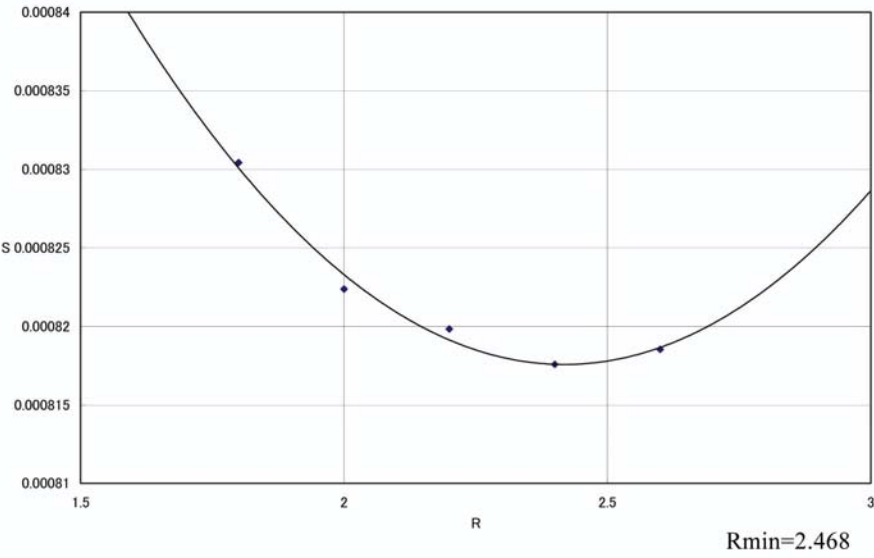
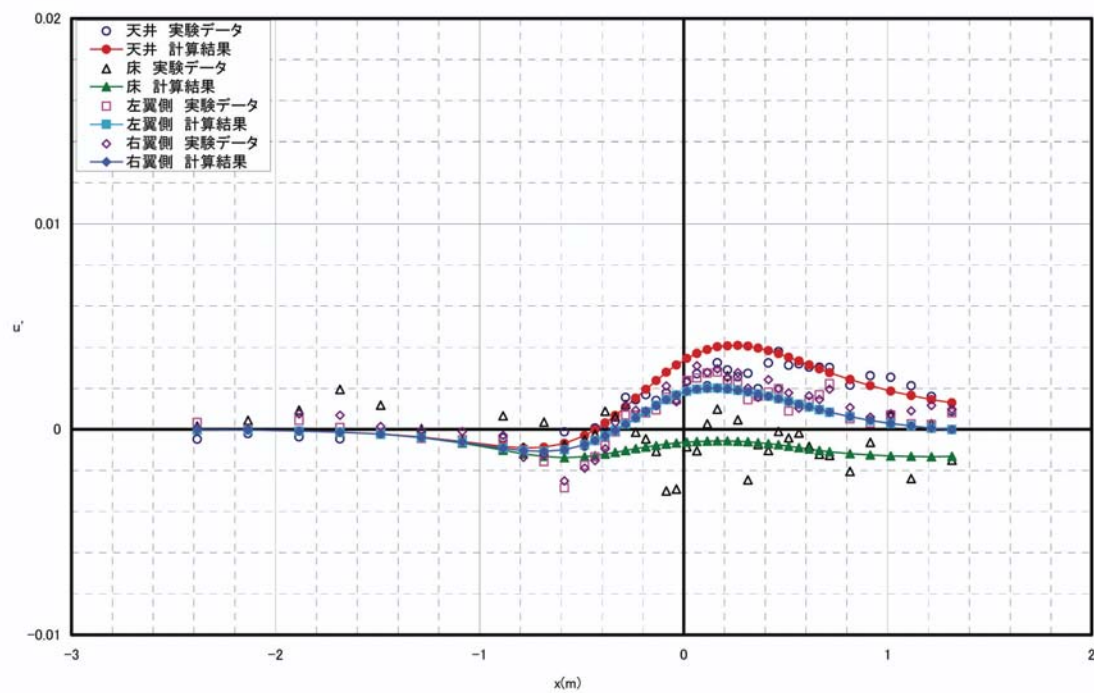
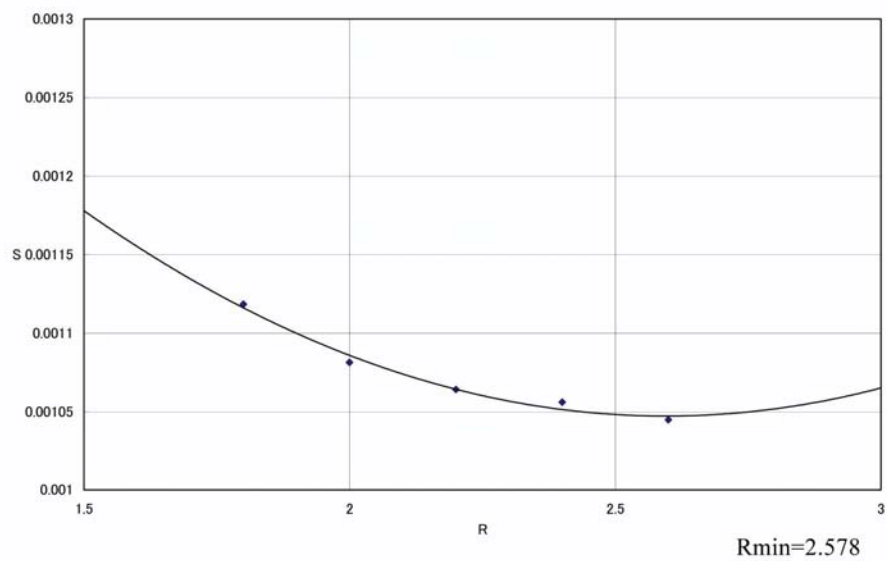


図 26-2 誤差最小 R 値 ($P_0=60kPa, M=0.74, \alpha=-2^\circ$)

図 27-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=60\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=0^\circ$)図 27-2 誤差最小 R 値 ($P_0=60\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=0^\circ$)

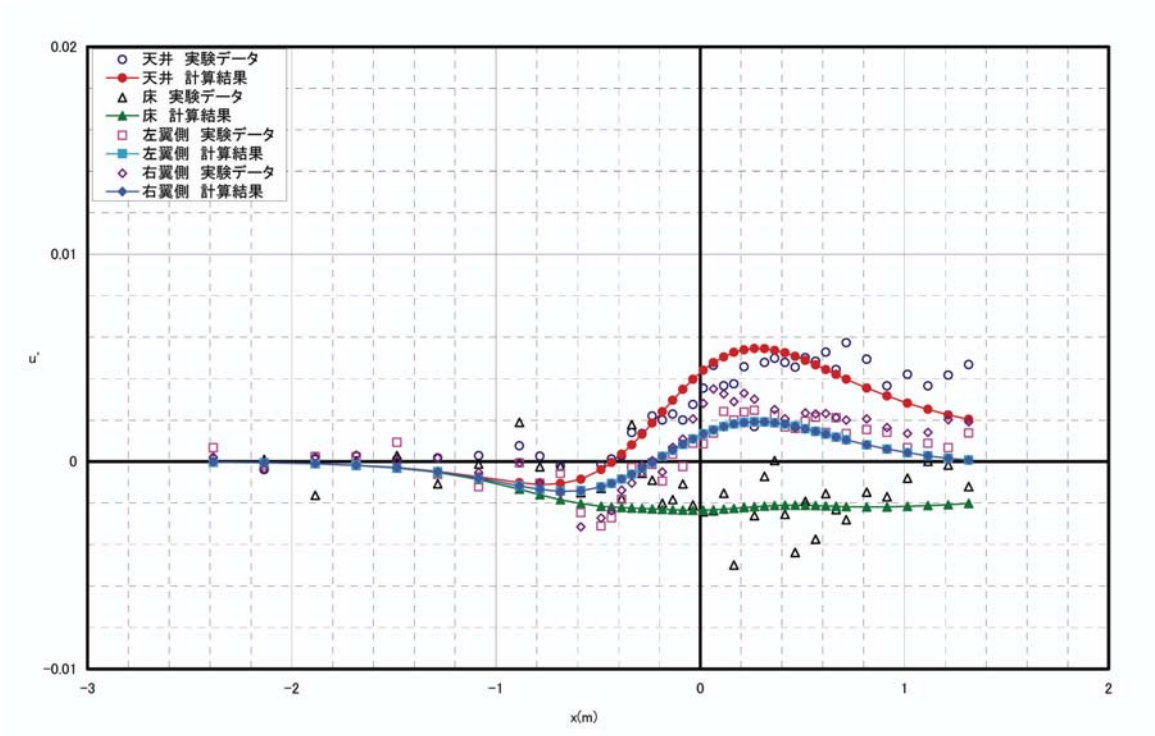


図 28-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=60\text{kPa}, M=0.74, \alpha=2^\circ$)

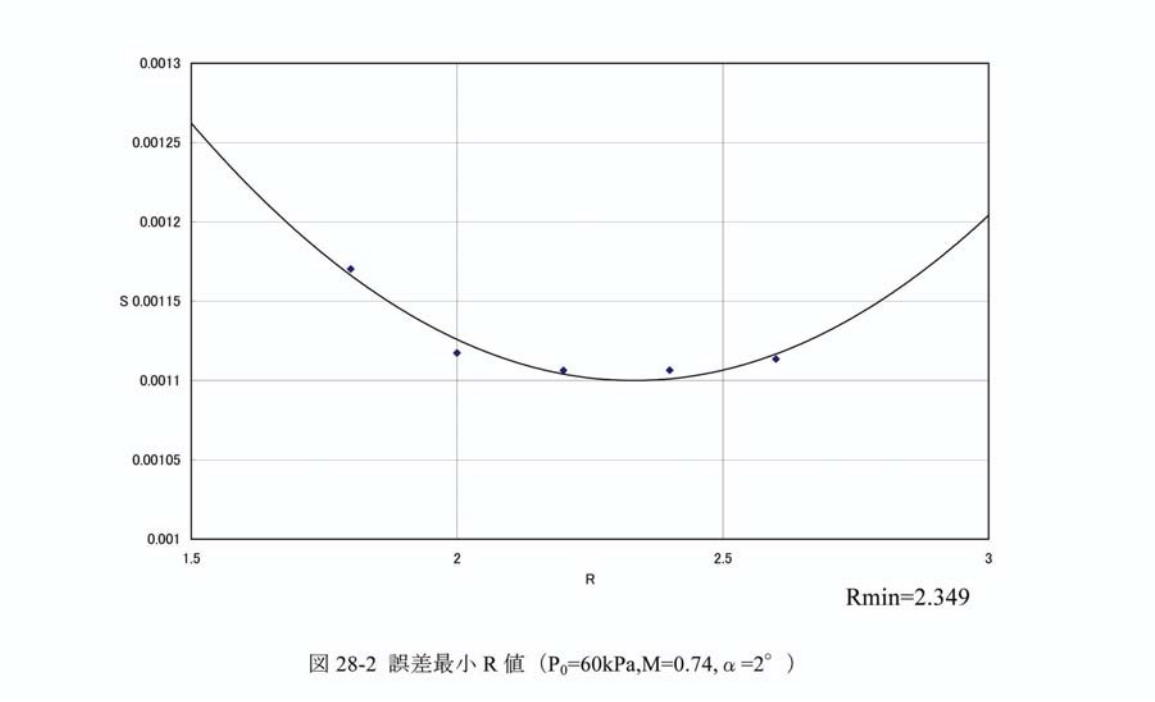
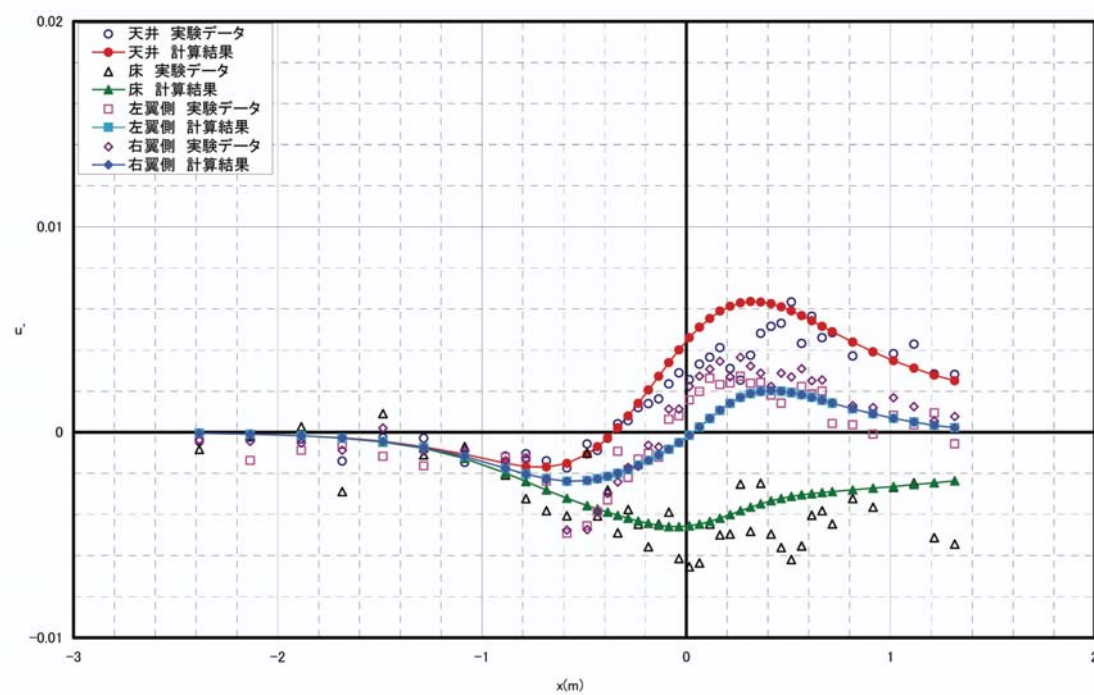
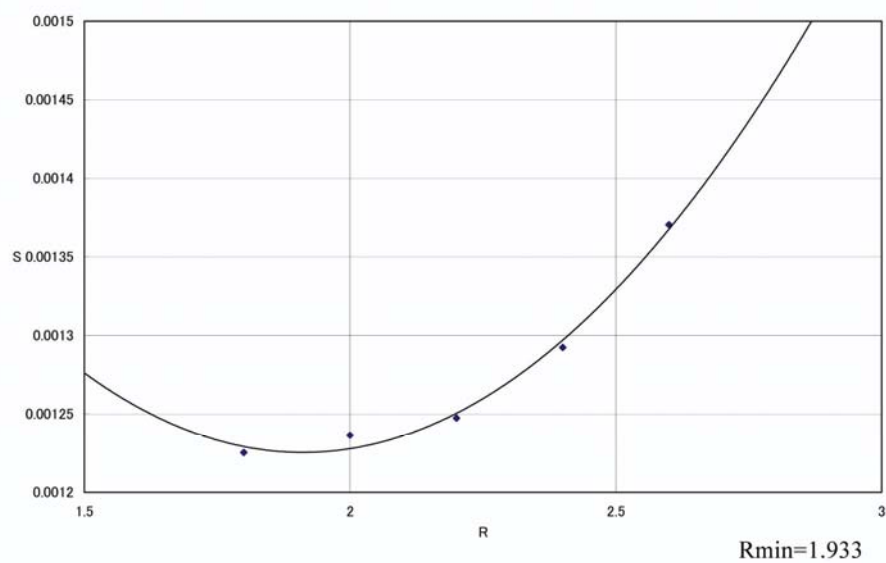


図 28-2 誤差最小 R 値 ($P_0=60\text{kPa}, M=0.74, \alpha=2^\circ$)

図 29-1 擾乱速度分布比較 ($P_0=60\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=5^\circ$)図 29-2 誤差最小 R 値 ($P_0=60\text{kPa}$, $M=0.74$, $\alpha=5^\circ$)

6.2 遷音速風洞多孔壁カートのレストリクションパラメータ算出

各マッハ数における迎角毎のレストリクションパラメータ値を図 30 に示す。迎角により変化する傾向が見られるが、各マッハ数において必ずしも同傾向ではないのでこれをバラツキとみなし、図中に点線で単純平均値を示す。なお、各マッハ数における迎角毎のレストリクションパラメータ値は図 12-2～図 29-2 の図中に示す。

次に、各マッハ数におけるレストリクションパラメータ平均値を図 31 及び表 3 に示す。図 31 には、レストリクションパラメータのばらつき範囲（標準偏差）も示している。この図によれば、レストリクションパラメータは 1.99～2.39 の範囲でマッハ数の増加と共に減少する傾向を持つことがわかる。また、図中に総圧 60kPa のデータも示しているが、100kPa とほぼ同じ値となり、風洞総圧によりレストリクションパラメータが大きく変化することは無いことを示している。

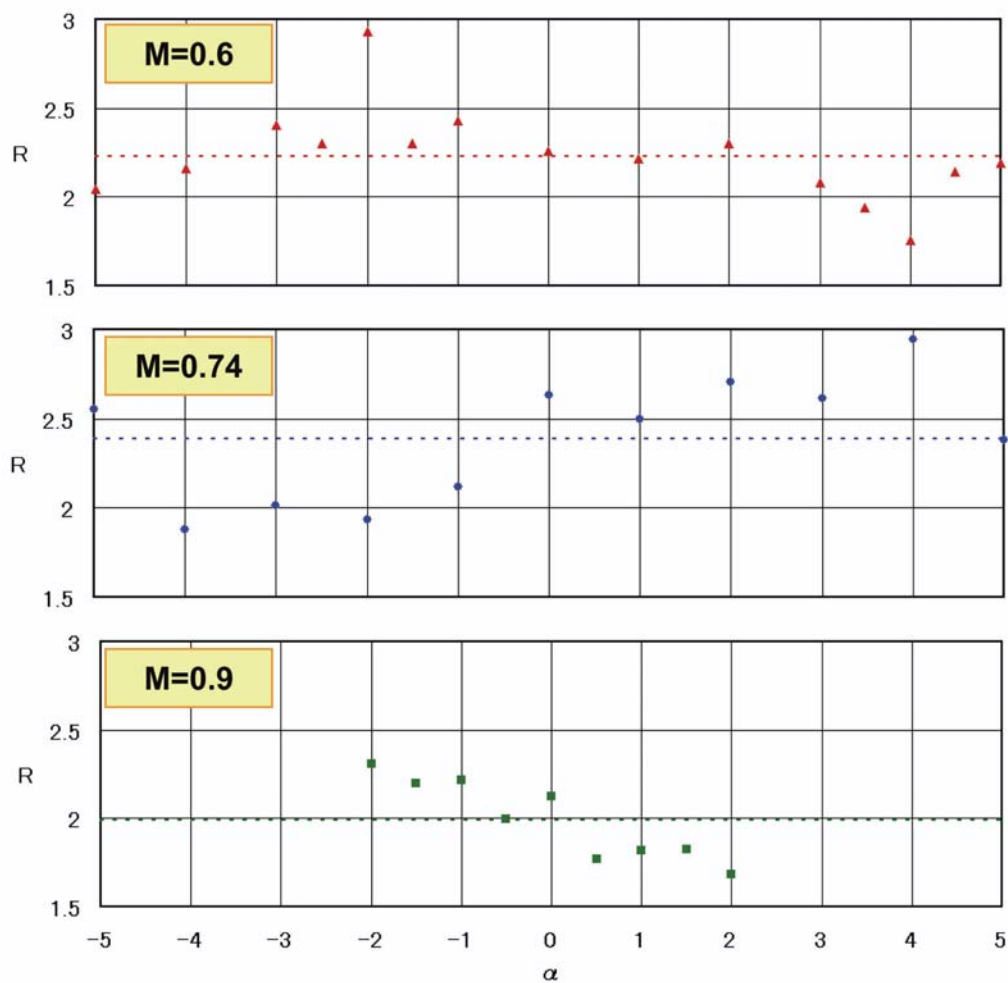


図 30 各迎角におけるレストリクションパラメータ推算結果（風洞総圧 100kPa）

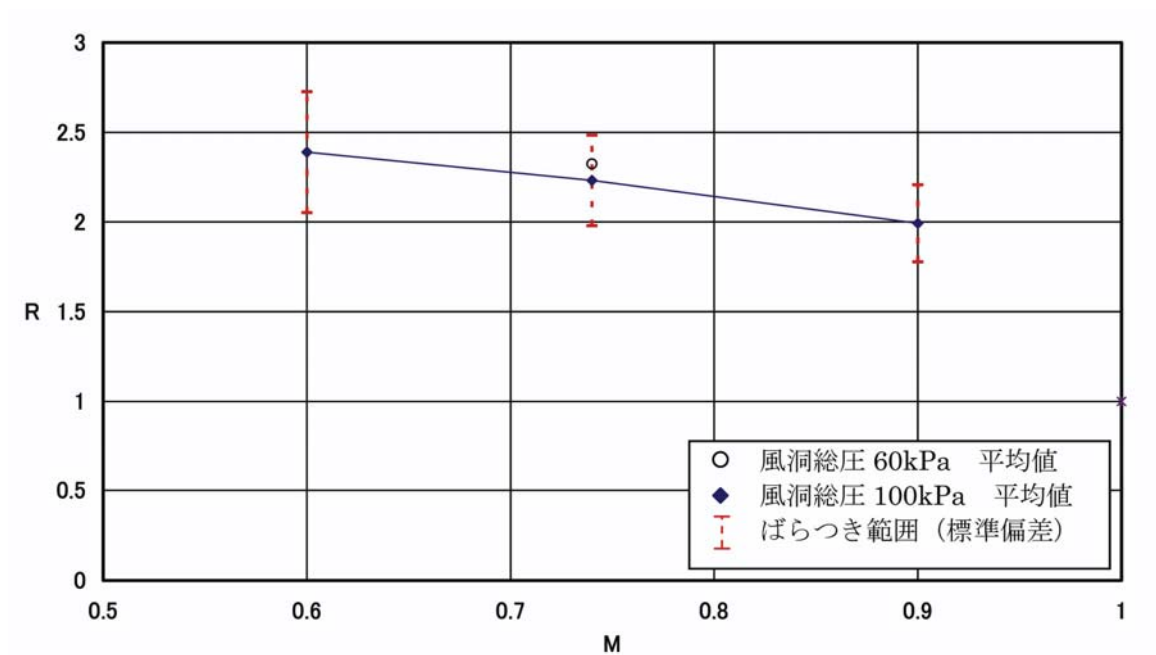


図 31 各マッハ数におけるレストリクションパラメータ推算結果

表 3 レストリクションパラメータ値及びバラツキ幅

マッハ数	総圧 (kPa)	R の平均値	R のバラツキ幅 (標準偏差)
0.6	100	2.389	0.337
0.74		2.231	0.252
0.9		1.993	0.215
0.74	60	2.324	0.439

7. ONERA M-5 標準模型の風洞壁境界修正量の試算

6章で求めたレストリクションパラメータを用いて、マッハ数 0.74 における風洞壁干渉量を試算した。図 32 に迎角修正量を、図 33 にマッハ数の修正量を示す。なお、図 32 及び図 33 には、レストリクションパラメータ値のばらつきの影響を把握する為ばらつきによる修正量の誤差範囲も示している。これらの図によれば、誤差範囲は迎角で 0.01 度以下、マッハ数で 0.0002 以下となり、影響は小さいことがわかる。

さらに参考として、縦 3 分力空力係数についての風洞壁干渉計算結果を図 34 に示す。

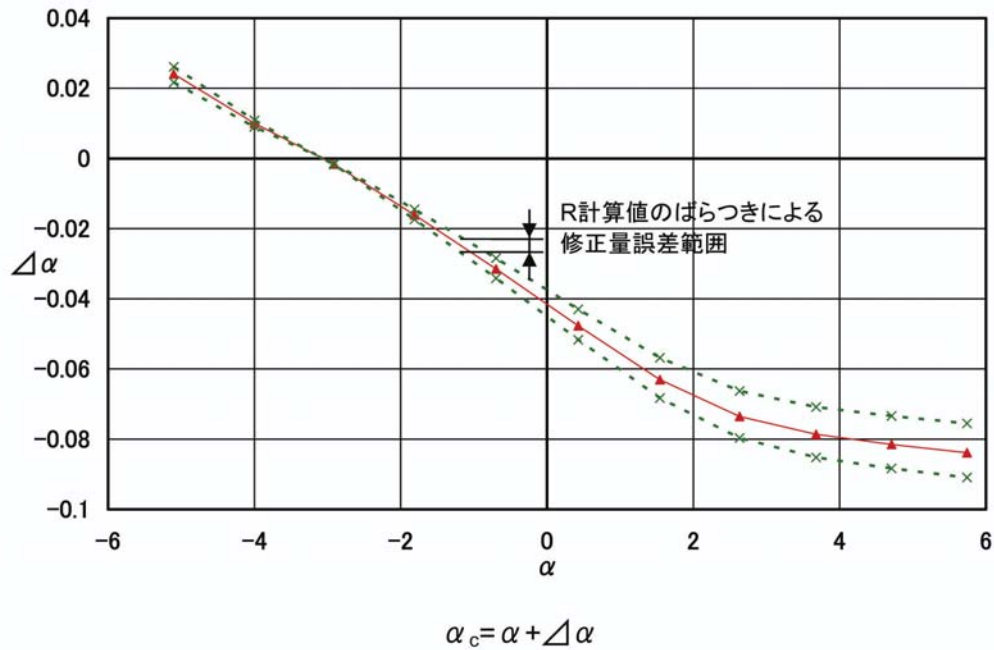


図 32 迎角修正量計算結果 (M=0.74)

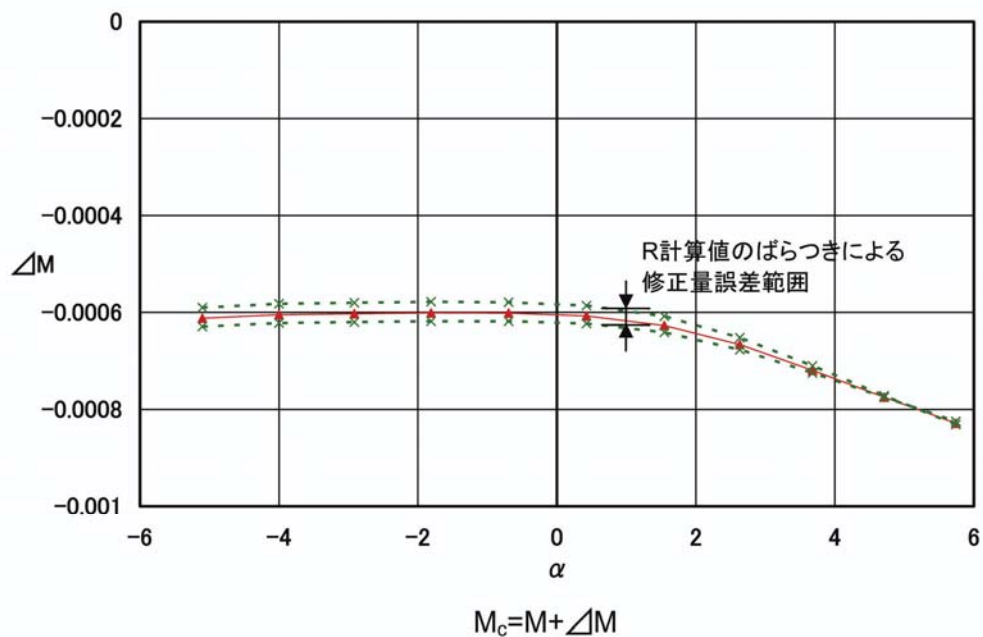
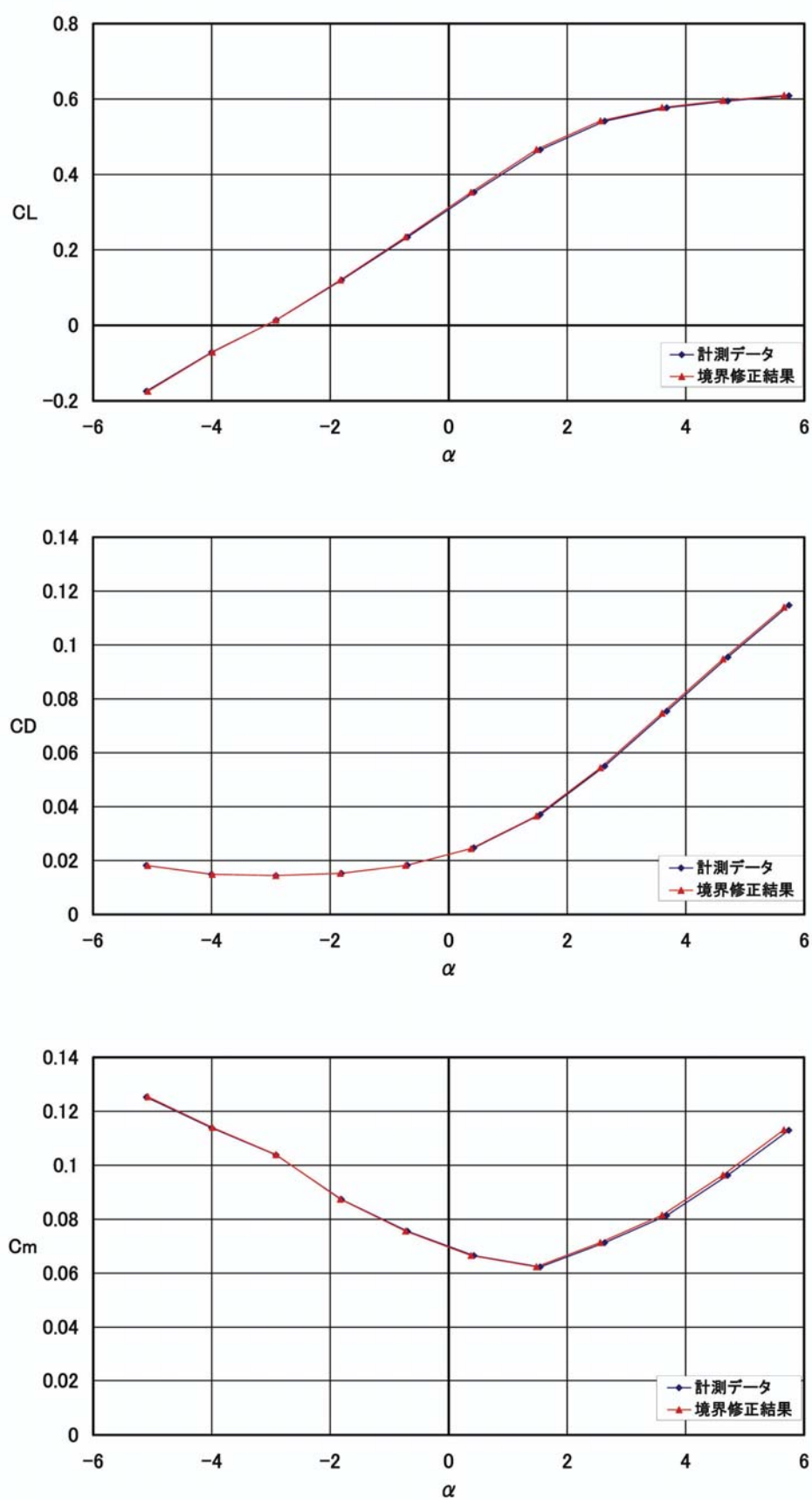


図 33 マッハ数修正量計算結果 (M=0.74)

図 34 縦 3 分力空力係数修正計算結果 ($M=0.74$)

8. まとめ

- (1) JAXA2m×2m 遷音速風洞（多孔壁カート）の「パネル法による風洞壁境界修正法」に必要な風洞固有のレストリクションパラメータ値を求めた。この値はマッハ数に対しほぼ線形に変化し、マッハ数 0.6 では 2.39、マッハ数 0.9 では 1.99 となった。また今回の検討で、風洞総圧による値の変化は少ないことが認められた。この結果、今後 JAXA2m×2m 遷音速風洞（多孔壁カート）の風洞壁境界修正が可能となった。
- (2) 風洞壁面の静圧分布の計測において、多孔壁カートの場合壁面に直接静圧孔を設けると静圧計測値が孔による局所的な流れの影響を受ける為、今回は静圧パイプを製作し風洞壁面から 43mm 離れた位置の静圧を取得した。本方法は、風洞を傷つけることも無く良好な静圧計測手法であることを確認した。
- (3) レストリクションパラメータ値の導出にあたり試験ケースにより値のばらつきが見られたが、これは主に風洞壁面静圧分布の計測誤差によるところが大きいと考えられる。今回はサンプリング数を 200 点まで増やして極力計測誤差を少なくするようにしたが、今後は ESP を使用するなど計測法をさらに高精度化する必要がある。
- (4) 風洞壁面上の計測擾乱速度分布とレストリクションパラメータを用いた解析擾乱速度分布は概ね良く一致するが、側面の中央付近で相異が目立っている。これは、側面のシュリーレン窓の存在により、部分的に多孔壁となっていない為と思われる。解析においてこの部分の境界条件を孔無しとして計算を試みたが、風洞側壁パネルのソース分布が振動する等良好な解が得られなかった。今後はパネル数を増やすなど改善する必要がある。

9. 参考文献

- 1) N.Ulbrich and A.R.Boone : Determination of the Wall Boundary Condition of the NASA Ames 11ft Transonic Wind Tunnel, AIAA2001-1112, (2001)
- 2) Barret S. Baldwin, et al : Wall Interference in Wind Tunnels with Slotted and Porous Boundaries at Subsonic Speed, NACA TN 3176, (1954)
- 3) N.Ulbrich : Description of Panel Method Code ANTARES, NASA/CR-2000-209592, (2000)
- 4) N.Ulbrich : The Application of Panel Method Code ANTARES to Wind Tunnel Wall Problems, AIAA 2002-0307, (2002)
- 5) KATS and PLOTKIN : LOW-SPEED AERODYNAMICS from Wing Theory to Panel Methods, McGRAW-HILL INTERNATIONAL EDITIONS
- 6) 日高亜希子、口石茂、小池陽、香西政孝、森田義郎：パネル法による遷音速風洞境界修正法の開発、JAXA-RR（発行予定）

APPENDIX

シンク・ソース、ポイントダブレット、ラインダブレットのポテンシャル及び擾乱速度の計算式

(1) 3次元ポイントソース

$$\begin{aligned}\phi_m &= \left(-\frac{1}{4\pi}\right) \frac{1}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}} \\ \frac{\partial \phi_m}{\partial x} &= \left(\frac{1}{4\pi}\right) \frac{x}{(x^2 + y^2 + z^2)^{3/2}} \\ \frac{\partial \phi_m}{\partial y} &= \left(\frac{1}{4\pi}\right) \frac{y}{(x^2 + y^2 + z^2)^{3/2}} \\ \frac{\partial \phi_m}{\partial z} &= \left(\frac{1}{4\pi}\right) \frac{z}{(x^2 + y^2 + z^2)^{3/2}} \\ \frac{\partial^2 \phi_m}{\partial x \partial y} &= \left(-\frac{1}{4\pi}\right) \frac{3xy}{(x^2 + y^2 + z^2)^{5/2}} \\ \frac{\partial^2 \phi_m}{\partial x \partial z} &= \left(-\frac{1}{4\pi}\right) \frac{3xz}{(x^2 + y^2 + z^2)^{5/2}}\end{aligned}$$

(2) 3次元ポイントダブレット

$$\begin{aligned}\phi_m &= \left(-\frac{1}{4\pi}\right) \frac{x}{(x^2 + y^2 + z^2)^{3/2}} \\ \frac{\partial \phi_m}{\partial x} &= \left(-\frac{1}{4\pi}\right) \frac{y^2 + z^2 - 2x^2}{(x^2 + y^2 + z^2)^{5/2}} \\ \frac{\partial \phi_m}{\partial y} &= \left(\frac{1}{4\pi}\right) \frac{3xy}{(x^2 + y^2 + z^2)^{5/2}} \\ \frac{\partial \phi_m}{\partial z} &= \left(\frac{1}{4\pi}\right) \frac{3xz}{(x^2 + y^2 + z^2)^{5/2}} \\ \frac{\partial^2 \phi_m}{\partial x \partial y} &= \left(\frac{1}{4\pi}\right) \frac{3y(y^2 + z^2 - 4x^2)}{(x^2 + y^2 + z^2)^{7/2}} \\ \frac{\partial^2 \phi_m}{\partial x \partial z} &= \left(-\frac{1}{4\pi}\right) \frac{3z(y^2 + z^2 - 4x^2)}{(x^2 + y^2 + z^2)^{7/2}}\end{aligned}$$

(3) 3次元ラインダブルレット

$$\begin{aligned}
\phi_m &= \left(\frac{1}{4\pi} \right) \frac{z}{y^2 + z^2} \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}} \right) \\
\frac{\partial \phi_m}{\partial x} &= \left(\frac{1}{4\pi} \right) \frac{z}{(x^2 + y^2 + z^2)^{3/2}} \\
\frac{\partial \phi_m}{\partial y} &= \left(-\frac{1}{4\pi} \right) \left[2yz + \frac{2x^3yz + 3xy^3z + 3xyz^3}{(x^2 + y^2 + z^2)^{3/2}} \right] \\
\frac{\partial \phi_m}{\partial z} &= \left(\frac{1}{4\pi} \right) \frac{1}{(y^2 + z^2)^2} \left[y^2 - z^2 + \frac{x^3y^2 + xy^4 - x^3z^2 - xy^2z^2 - 2xz^4}{(x^2 + y^2 + z^2)^{3/2}} \right] \\
\frac{\partial^2 \phi_m}{\partial x \partial y} &= \left(-\frac{1}{4\pi} \right) \frac{3yz}{(x^2 + y^2 + z^2)^{5/2}} \\
\frac{\partial^2 \phi_m}{\partial x \partial z} &= \left(\frac{1}{4\pi} \right) \frac{x^2 + y^2 - 2z^2}{(x^2 + y^2 + z^2)^{5/2}}
\end{aligned}$$

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-07-010

発 行 平成 20 年 2 月 29 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL : <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 (有)ノースアイランド

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

© 2008 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。

